本页已使用福昕阅读器进行编辑。
福昕软件(C)2005-2009，版权所有，
仅供试用。

TJ012
(YH)/3
八
编

梅花收藏
必属精品

TJ012
YH
3

弹道基础

〔英〕C.L.Farrar、D.W.Leeming著

周兰庭　隋树元　赵川东译



北理工宇航科学技术学院
YH000116

兵器工业出版社

弹 道 基 础

〔英〕C.L.Farrar、D.W.Leeming著

周兰庭　隋树元　赵川东译

兵器工业出版社出版发行

（北京市海淀区车道沟10号）

各地新华书店经销

北京市农林科学院科技情报所印刷厂印装

开本：787×1092　1／32　印张：6.875　字数：150千字

1990年12月第1版　1990年12月第1次印刷

印数：1-3000　　定价：5.00元

ISBN 7-80038-268-0/TJ·38

编者的话

英国布拉西（Brassey）出版公司自80年代以来，陆续出版了一套有关现代兵器与技术的丛书，全套书共包括12卷。为满足我军现代化和开展全民国防教育的需要，我社出版了该套丛书。该套丛书的作者都是英国著名的皇家军事学院的专家。该丛书是为军事院校受训的军官们编写的教材。所及内容虽然是现代兵器的最新发展及所用的高技术，但却通俗易懂，并无复杂的理论及计算公式；既有原理叙述、结构特点介绍、发展趋势分析，又有对战术使用要求的评价。

本丛书对培养现代化军事人才和供从事兵器研究、教学、设计、生产的人员是一套有价值的参考书；对任何想了解现代兵器与技术发展的人，特别是青少年亦是良师益友。

每章后都有自测验题，每卷后都有各章自测验题答案，可用来检查自己对重点内容的理解程度。

在编审本丛书中，对个别内容作了删节，对错误进行了更正，对不易理解的词句作了注释。

本书第一、二、三、六章由隋树元译，第四章、第五章第一部分由周兰庭译，第五章第二部分、第七章由赵川东译，全书由周兰庭校对。

1989年4月

原书前言

这是一套系列丛书。它是写给那些希望对军用武器和装备有更多了解的人们的。对于战士、武器研制或生产人员、或是确实对现代军事技术有兴趣的任何人，都是值得一读的。

这套丛书在写法上，尽量做到通俗易懂、不涉及很深的数学知识，所及技术内容的深度也不会比在学校中所获得的更为深奥。本书的目的是打算满足那些正在就读深造的陆军军官或在指挥参谋学校的学员们增加自己对武器技术知识的需要。

参加这套丛书编写的作者们都是由军事与科学专家组成的英国皇家军事科学院的参谋人员。他们不但是有关学科领域里的带头人，而且也了解军事实践者所要了解的内容是什么，再也没有比这些人编写有关战场兵器技术图书更为合适的人了。

有关弹道的教科书已编写了很多，主要是为专业人员写的。然而，尚没有一本书对这个复杂的学科领域给予一个简单的介绍的。本卷集中在介绍弹道原理方面，参照军事应用作了图解说明。本学科主要分为内弹道、中间弹道、外弹道和终点弹道几部分。由于本书是供军官和科学家两者使用的，所以某些章被分成两部分，第一部分基本上是定性的；而第二部分则为进一步研究提供了数学基础。

目 录

第一章 弹道学史……（1）
§1.1 外弹道学……（1）
§1.2 内弹道学……（5）
§1.3 终点弹道学……（7）
自测验题……（8）
第二章 内弹道学——第一部分……（9）
§2.1 火炮和内弹道学定义……（9）
§2.2 火炮的弹道组件……（9）
§2.3 实用火炮……（10）
§2.4 弹丸……（12）
§2.5 发射药……（13）
§2.6 点火装置……（22）
§2.7 点火序列……（24）
§2.8 炮管寿命……（32）
§2.9 无后坐力炮……（38）
自测验题……（39）
第二章 内弹道学——第二部分……（41）
§2.10 概述……（41）
§2.11 燃烧速度定律……（41）
§2.12 药形函数……（43）
§2.13 密闭爆发器……（44）
§2.14 释放的能量……（47）
§2.15 能量平衡……（48）

§2.16 运动方程……（50）
§2.17 内弹道学方程摘要……（52）
§2.18 经典解法……（52）
§2.19 计算机仿真……（53）
自测验题……（57）
第三章 中间弹道学……（58）
§3.1 中间弹道学的定义……（58）
§3.2 炮口附近的气流场……（58）
§3.3 发射期间的炮口气流场……（60）
§3.4 闪光……（62）
§3.5 爆炸……（66）
§3.6 后坐……（71）
§3.7 中间弹道学的困境……（73）
自测验题……（73）
第四章 外弹道学——第一部分……（75）
§4.1 基础……（75）
§4.2 在真空中运动……（75）
§4.3 空气阻力……（77）
§4.4 弹丸的形状……（85）
§4.5 稳定的方式……（91）
§4.6 偏流……（95）
§4.7 马格努斯效应……（97）
§4.8 气象条件……（99）
§4.9 地球的自转……（103）
§4.10 火箭……（105）
自测验题……（107）

第四章　外弹道学——第二部分……（108）
§4.11　概念……（108）
§4.12　弹道……（108）
§4.13　流体的运动……（116）
§4.14　阻力系数与雷诺数之间的关系……（119）
§4.15　气动力……（124）
§4.16　自旋弹……（134）
自测验题……（143）
第五章　终点弹道学——第一部分……（144）
§5.1　概述……（144）
§5.2　速度范围……（144）
§5.3　着角……（144）
§5.4　弹丸的特性……（145）
§5.5　目标特性……（146）
§5.6　攻击装甲……（147）
§5.7　弹丸的类型……（152）
§5.8　数学方法……（162）
第五章　终点弹道学——第二部分……（163）
§5.9　终点弹道学理论……（163）
§5.10　小结……（166）
自测验题……（167）
第六章　创伤弹道学……（168）
§6.1　问题……（168）
§6.2　损伤原因……（168）
§6.3　弹药设计和创伤效应……（170）
§6.4　铠甲……（173）

自测验题……（177）
第七章　弹道测试技术……（178）
§7.1　引言……（178）
§7.2　弹道中的高速摄影技术……（178）
§7.3　高速电影胶带摄影技术……（183）
§7.4　外弹道测量方法……（190）
§7.5　膛压测量仪器……（198）
§7.6　膛内弹丸运动测量……（200）
§7.7　弹丸加速度测量……（204）
§7.8　弹丸旋转量测量……（204）
§7.9　热测量方法……（205）
自测验题……（205）
自测验题答案……（206）

第一章　弹道学史

§1.1　外弹道学

先牛顿时代

史前人投掷的第一块石头可能是外弹道学最早的例子。为实现远距离和大功率投掷，产生了各种器械，如投掷器和矛。接着出现了弓以及称之为“弩砲”的装置，由此引出了弹道学的名字。然而，弩砲一词本身来源于希腊语ballein，意思是“投射”。弩砲是用于发射大型箭的一种较复杂的装置（见图1-1）。

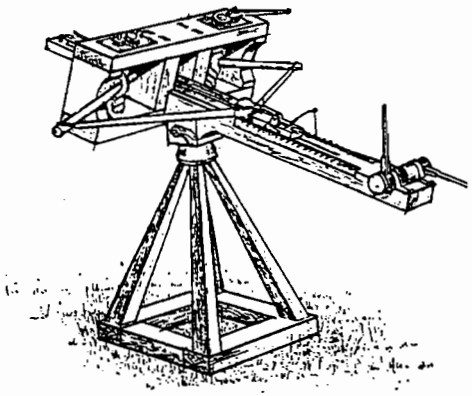


图1-1　弩砲

早期开展近代武器技术工作的达芬奇（Leonardo da Vinci，1452—1519），他设计了多种武器，包括攻击型

的和防御型的两种，其范围从炮弹、迫击炮、带膛线的手枪，直至最初型式的坦克和潜水艇。达芬奇还第一个提供了有关空气动力学现象的理论基础；例如，当研究鸟的飞行时，他设想了压力中心的概念。外弹道学作为一门严密的科学，随着意大利科学家伽利略（Galileo Galilei，1562—1642）的工作而被创立。

伽利略打破了亚里士多德（Aristotelian）的运动学说，成功地建立了一个精确而科学的研究运动的基础，他推导出一个抛物线弹道。

亚里士多德认为，无生命的物体如果没有动力，不可能运动，除非属于构成宇宙的四种自然元素：火、空气、水和土。空气和火只能向上运动，水和土向下运动，这是它们的自然属性。这并不能解释在人们的推力脱离之后箭的飞行问题。为了说明这一点，他引入了介质的概念，运动在介质中发生，介质有助于所有激烈的运动。

对于真空中的抛射体，亚里士多德的学生托里拆利(Evangelista Torrecelli)推导了有关抛射体的射程公式，建立了抛物线，并研究它的各种特性。从1537年塔尔塔利亚（Niccolo Tartaglia）时代起，已能精确测量火炮的仰角。但是，第一次找到测量炮口速度（初速）的粗略方法，已是在伽利略逝世后的下一个世纪。此后人们了解到，抛射体实际达到的射程比伽利略抛物线轨迹预测的射程要小得多。然而，伽利略已认识到，大气在阻止抛射体的运动，于是他声明，他的论证在无阻力的情况下是正确的。伽利略指出，由于空气在运动物体上的阻力而引起的减速或加速是其重量、速度以及其他因素的函数。他指出，这种阻力随抛射体密度

增大而减小，随抛射体速度增加而增加，且随抛射体的形状不同变化很大。伽利略的工作为近代最伟大的弹道学发明者牛顿（Sir Isaac Newton，1642—1727）铺平了道路。牛顿在动力学方面的工作表现在《自然哲学数学原理》中。

原理包括两卷，它们与刚体运动和流体运动有关，这两个问题在近代弹道学中具有重要的意义。通过考虑在真空中从一个山顶上被水平发射出去的抛射体的运动，牛顿开始了他的万有引力的论证。他指出，只要不断地提高抛射体的初始速度，最后终将获得一个使弹丸完全环绕地球并经过发射位置的速度。

后牛顿时代

在弹道学方面，牛顿早期最重要的接班人是瑞士的欧拉（Leonhard Euler，1707—1783）。为了确定炮弹的阻力，他分析了射击试验的结果。重要的是应注意到，他是第一个从事分析工作而不只是提出几何术语的人*1。在1742年，罗宾斯（Benjamin Robins）发明了弹道摆，并用它确定滑膛炮炮弹的炮口速度。在距火炮达76m的距离上，可测量速度达518m/s。他在研究低速和高速的阻力时发现，牛顿关于阻力的速度平方定律，在244m/s的速度范围内，都吻合得相当好，但是，到336m/s或更高的速度时，阻力则非常大*2。

19世纪，由于内弹道学和武器的发展，炮口速度在

*1 欧拉在弹道学方面的一篇文章中，第一次用字母e表示自然对数的底。

*2 现在我们已认识到，在大约340m/s速度时，阻力上升是由于飞行从亚音速转变成超音速。

大小和稳定性方面均已提高，所以用于确定弹丸阻力的精确实验方法已变得愈来愈重要。惠斯通(Sir Charles Wheatstone，1802—1875)用一个靶网让弹丸穿过切断电流，精确地记录了弹丸运动过程的时间。从而引出了波斯福(Francis Bashforth，1865—1870、1878—1880)的工作。为了测定炮弹的阻力，他设计了一个电子计时器。

在欧洲到处都在进行实验工作，以便为标准火炮弹丸提供一个包含速度的阻力定律。因此，正是在19世纪，对空气动力学有了较深刻的理解。阻力作为空气特性的函数已被确认，而且逐步形成了目前普遍应用的弹丸形状。18世纪的滑膛炮，炮口速度低，且不精确。于是在19世纪初的欧洲战场上，推出了线膛炮。18世纪欧洲使用的火炮只在近距离上是有效的，因为炮口速度低且弹炮之间有间隙，于是又回到使用火箭炮上来了。

14世纪在意大利和德国，火箭已得到广泛应用。但是，在1450年之后的欧洲战场上又逐渐被放弃，主要是因为在制造或发射过程中易发生爆炸。然而，火箭仍在中东使用。印度火箭很不精确，它基本上是由3～5kg重的铁管组成，可是，它非常有效地使英国军队在印度的战役中感到惊慌。而且它引起了英国威廉(William Cangreve，1772—1828)的兴趣，威廉改进了火箭，使之能够达到大约3km的射程。因此，到拿破仑(Napoleon)时期，每个欧洲国家在自己的军队里都拥有火箭部队。

旋转稳定式火箭是由美国人黑尔(William Hale)在1855年发明的。随着线膛炮的采用，首先要解决的问题是把弹丸作为受空气动力影响，而不只是重力和阻力影响的问题来

处理。现在，弹道学工作者必须解释其他一些现象，例如弹丸飘移（偏流）。20世纪，为描述作用在飞行弹丸上的所有空气动力，建立了严密的数学基础。最近几年，为计算弹道而精心制作的弹道表也广泛地由计算机代替。当然，对于个别弹丸来说，阻力定律仍然需要，有时，还可以结合风洞实验和实验室环境下的实际发射代替以前从事的广大范围的发射来从理论上进行推演。

§1.2 内弹道学

黑火药的出现

内弹道学的历史，随着黑火药的应用而开始。在1346年英国和法国之间的Crecy战场上，无疑已被使用。到18世纪末，黑火药的成分已相当标准化，75%的硝酸钾，15%的木炭，10%的硫黄。布尔恩（Bourne）在1578年着手火药试验，并作了记载。他点燃小金属圆筒内的火药，利用金属圆筒上盖子的上升程度表示火药的力量。

早期测量

17世纪，意大利的柯莱多（Luys Collado）和英国的伊特莱德(William Eldred)和恩叶(Nathanial Nye)最先着手测量火药弹道学。这些努力包括以一系列的仰角和射程发射子弹。罗宾斯（Benjamin Robins）用他在1742年发明的弹道摆测量了滑膛炮弹的炮口速度，并导出了火药气体的压力。他的“射击学新原理”一书于1742年出版，即涉及内弹道学的基本问题，在压力极限范围内，达到一个已知速度。1792年，美国的朗福德（Count Rumford）首先着手直接测量火药气体压力，他的实验使他导出一个压力和气体密度

之间的关系。到18世纪末，弹道学工作者已经能够应用朗福德的压力密度关系式，在弹丸开始运动之前装药完全燃烧的假设下，计算压力和弹丸运动之间的关系。积分压力——弹丸运动曲线，还能计算炮口速度，这样可将其与实验结果相比较。

法国的皮奥伯特（Piobert）在1839年发表了他的燃烧定律。虽然这些定律都与黑火药有关，但发现只有其中的一个对现代发射药来说仍是适用的，那就是火药每个颗粒的燃烧总是发生在平行层。皮奥伯特还对气体在炮膛内的运动问题给出了一个近似解法，即法国革命时期拉格朗日（Lagrange）论述的问题。皮奥伯特还求出了炮膛底压力和弹底压力之间的近似关系。1857年，美国的罗德曼（Rodman）将军发明了一个用于测量发射药气体压力的“压痕”压力计，通过一个与气体相接触的楔形活塞在铜板或铅板上产生的压痕来确定压力。用这种压力计能够测量火炮中的最大压力，并能推导出密闭爆发器中的压力-密度关系。罗德曼还指出火药颗粒的形状将如何影响燃烧率。

现代测量系统的基础

一种较精确的压力测量仪叫爆压计，它是由诺贝尔(Audrew Noble)在1860年发明的。用这种爆压计，他和阿贝尔（Frederick Abel)在体积不变的条件下推导出与压力和密度有关的定律。1864年，莱塞尔（Resal）给出了关于发射药燃烧的能量方程，这样便奠定了内弹道学在热力学方面的基础。

二次世界大战末，出现了许多复杂的数学模型。然而，由于种种简化，这些模型一般是不适用的。计算机的出现，使得能够更精确地设计真实的火炮系统，现代的程序可能有五

十多种。

现代发射药

现代发射药是自1845年德国化学家舍恩拜因（Christian Schonbein）发现硝化棉开始便有了记载，硝化棉完全燃烧后不留固体残渣。经过比较，黑火药产生超过自己重量一半的固体残渣。于是，一种令人满意的糕状火药由一位法国物理学家维埃尔（Paul Vieille）用一种乙醚—乙醇混合物胶化的硝化棉在1884年首先生产出来，该产品曾被名为Pouder B的法国军队使用。诺贝尔（Alfred Nobel）用硝化甘油代替乙醚—乙醇生产了一种类似的发射药。英国的阿贝尔用硝化甘油和凡士林的混合物，通过丙酮胶化硝化棉。由于它的形状而被称为无烟火药，并在1891年被英国军队采用，且一直使用。

自1926年由戈达德(Robert Goddard)第一次发射液体推进剂火箭以来，在液体和混合推进剂的发展方面已经取得了巨大的进步，它们已能够达到非常高的冲量。二次世界大战前，固体推进剂在军用火箭和助推器上使用一般要受到限制。由于这一领域已取得很大进步，所以，固体推进剂在火箭和导弹上已被广泛应用。

§1.3 终点弹道学

穿甲的发展

研究弹丸撞击目标的效应是一个比较新的课题。早期的努力是为了提高武器的效率，仅仅包括制做比较大的弹丸。装甲和飞机被引入战争，迫使穿甲手段发展。然而，这只是

由于近年来冶金学的进步、材料强度的提高、以及采用先进技术的弹道测试仪器的发展，使得能够测量非常高的压力和在毫秒范围内发生的现象，从而才能够真正的研究终点弹道。自二次大战以来，在制造杀爆榴弹和弹丸方面已取得了很大进步，通过爆炸、层裂、破片杀伤和侵彻，可以造成严重的破坏。最近几年，战术核武器终点效应的研究已扩大了终点弹道学的范畴。

法医学和创伤弹道学

在法医弹道学的标题下，手枪在民间的应用，最近已将医学和法律带进了弹道学的范畴。与此相类似地，弹药对人体造成的损伤已被列为一门新专业，即创伤弹道学。

自测验题

1. 谁是近代武器技术工作的开拓者？

2. 谁成功地为精确而科学的研究运动打下了基础？

3. 包含在牛顿的“原理”中，近代弹道学具有重要意义的两个问题是什么？

4. 在1742年由罗宾斯创造的用于测量滑膛炮弹炮口速度的重要发明是什么？

5. 导致现代弹丸形状的重要因素是什么？

6. 为什么采用线膛炮？

7. 在1578年布尔恩是怎样进行黑火药试验的？

8. 爆压计有助于确定什么重要定律？

9. 直到最近，阻碍终点弹道学问题广泛科学研究的实际因素是什么？

10. 两个最新应用的弹道学名称是什么？

第二章　内弹道学——第一部分

§2.1　火炮和内弹道学定义

火炮可以被视为一种机械装置。在火炮内，通过发射药燃烧把释放出的热转换成有用的弹丸动能，其作用是推动弹丸，使它飞向指定目标。内弹道学是研究自发射药开始燃烧起，在火炮内发生的各种过程的科学。

§2.2　火炮的弹道组件

目前已发现有各种各样的武器，实际上只是类型不同，从手枪到重型火炮，表现出明显的差异。但是，从弹道的观点，它们都是相似的。大部分武器都是建立在火炮的原理上的，这正是这一章里所涉及的内容。有几种非常规武器，特别是无后坐力炮，将作摘要说明。实际上，它们属火箭动力式，所以它们与传统的火炮概念不同。

枪炮是推动弹丸飞向指定目标的装置，它们的共同部分是身管，在身管内赋予被发射弹丸以运动和方向。为避免混淆，这里定义火炮有一端封闭，而无后坐力炮则两端敞开。火炮封闭端构成一个药室。装填时，药室内装填发射药，弹丸置于前面。当发射药被点燃时，迅速产生气体，依次推动弹丸沿着身管其余部分的炮管运动。

为了发射弹丸，必须点燃发射药。所以，燃烧室内含有

一个点火装置，一旦点火，即认为发射药燃烧。然而，它与许多普通燃料不同，因为发射药的燃烧不需要来自空气的氧，而是在发射药内部产生化学反应，生成合成的热气体。

许多火炮发射的弹丸需要旋转，以保持稳定飞行。在这种情况下，火炮身管具有一个带膛线的炮膛，当弹丸穿过炮膛时，膛线将赋予弹丸以旋转。

身管的内径叫做口径，如果身管具有膛线，口径是指在炮膛表面切开阴线之前的炮膛直径。

为便于使用，常常将发射药和点火装置安装在一个可燃袋里，或一个药筒内。一旦装进炮膛，药筒壳就成为药室壁。

火炮在每次发射后，需要更换的部分有弹丸、发射装药、点火装置，以及所需的药筒，它们集中起来被称为弹药。这些组件的尺寸和特性一起决定了火炮的装填条件。

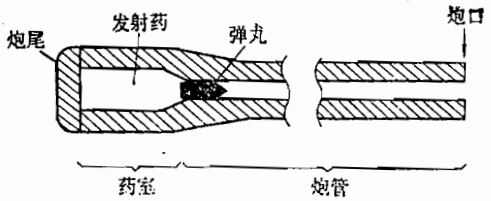


图2-1　装填状态下的主要组件

§2.3　实用火炮

火炮内部设计之间的基本差别通常只是在弹道组件的尺寸和形状方面的不同。然而至今，这种解释只能用来描述炮口装填的火炮，所以、为使火炮成为一种实用而有效的武

器，在设计中还必须包括一些辅助部分，即必须含有能够完成火炮的固定、装填、瞄准和发射的四种机构。

手枪和大多数步枪使用的是最简单的固定方法，它们只是被手握住。重型火炮当然需要机械支撑，通常在药室端由一个枢轴支撑，以便瞄准时允许火炮转动。

正常条件下，药室后面可以打开，以便把新的弹丸、发射装药和点火具装入炮尾，这可以用手工操作，或通过自动机构完成。对不同类型火炮来说，炮尾机构的设计非常重要，尽管它们的功能相同，即允许火炮下一个发射程序重复装填使用。

精确瞄准可以用目视直接达到，也可以根据火炮与目标相对位置的数据通过计算调整达到。虽然瞄准装置与内弹道二者的精度对火炮传送弹丸到描准点的能力而言是极为重要的，但一个瞄准装置在内弹道的研究方面并无多大关系。

最终使火炮作用的必需机构是点火装置，通常包括发火装置，这是一种小但却强有力的发射装药，点火时释放热气体和颗粒进入主发射装药。点火方式有电热式或机械撞击底火式。

在这一章里将要描述的火炮内弹道只是火炮的一种理想状态。它概略地叙述大多数火炮的组件、发射程序以及所遇到的问题。为精确地模拟特殊火炮的内弹道及其特性，还必须考虑所增加的实际组件的作用。火炮的构造和发射条件对火炮后坐和个别部件的变形具有非常重要的影响。内弹道不可能充分描述这些影响，但是，在大部分火炮中所观察到的支配力及其影响可以提供解释和预测。

§2.4 弹　丸

弹药中的弹丸组件也可以称为炮弹，有三种普通类型的弹丸。

同口径弹

同口径弹丸例如常规炮弹和枪弹，其直径与身管口径相同，所以它的侧面与炮膛侧壁直接接触。这种类型的弹丸还包括复合式弹丸，其中许多小弹丸被包容在一个固体外壳内，直至一起脱离火炮为止。大部分的大口径弹都配有弹带，以利于弹丸在炮管内的定位、闭气和旋转。为了获得同样的功能，没有弹带的弹丸将依靠发射时气体的高压致使弹底膨胀和身管的挤压作用将弹丸挤成膛线形状。

次口径脱壳弹

在火炮内采用重量轻的弹托支撑的次口径弹，无论在外弹道还是终点弹道方面都具有相当大的优点。弹托可支持沿身管运动的任何形状的弹丸，尤其包括尾翼稳定式弹丸。当弹丸飞离炮口之后，弹托便立刻被甩掉。有两种基本类型的弹托：轴向脱壳弹托和径向脱壳的弹托。轴向抛掉的弹托叫作筒形弹托。此种弹托将由于不良的气动外形产生极大的阻力而使它从弹丸后面被拉掉。径向抛掉的弹托由许多卡瓣组成，这些卡瓣在出炮口后，或是由于旋转而甩掉，或是被气流吹掉。

弹托由弹带固定。如果弹丸是由线膛炮发射的，即使使用的是尾翼式弹丸，那么通常允许弹带绕弹托自由转动，而避免使弹丸产生有害的旋转。在火炮内，弹丸和弹托一起被

称为一个弹丸。

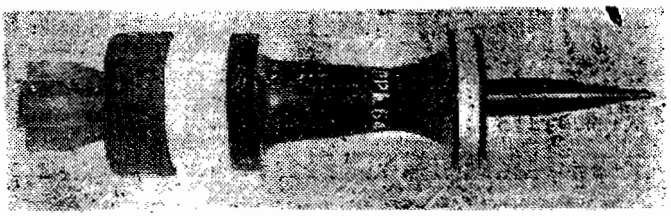


图2-2　105mm口径尾翼稳定次口径脱壳穿甲弹（APFSDS）

猎枪弹

霰弹这个词可适用于松散支撑的铅弹（即小铅丸），或置于一个气密填充塞前面的大量杀伤小箭，不过，它的使用通常限于猎枪和作为战斗部的装填物。由于填充物前面被驱动的松散小弹的行为特性与其它弹丸相似，所以猎枪和一般枪炮的内弹道亦相似。

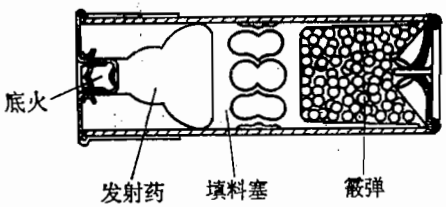


图2-3　猎枪弹的剖面

§2.5　发射药

基本性能

发射药一旦点燃，就将依赖其组成迅速分解和反应，产

生高能气体，在火炮内造成高压高温。高压作用在弹底上，推动弹丸沿着身管运动。

发射药可取多种成分、形状和尺寸。虽然有些类型，尤其是那些用在大口径火炮上的装药，被制成棒状，板条状或开口管状的，但是，这里都被称作是发射药药粒。

对于每一种火炮和弹丸的组合，都首先要选择发射药类型、药粒设计以及使用的数量，以产生一个合适的不超过火炮压力极限的炮口速度。发射药的燃烧性能是指燃烧速度常数、压力指数、火药力常数和余容。设计发射药药粒的燃烧性能是指设计发射药尺寸和形状函数。



图2-4　火药粒的一般形状

发射药成份

黑火药，往往被含糊歧义地称作枪药，是对最初发射药的新式表述，近来它被用在一些火炮的点火具、低速火炮和火箭上。它由硝酸钾、木炭和硫黄的混合物组成，比例近似为75：15：10。就火炮而言，所有其他的发射药都被称为无烟火药，尽管它们既不是完全无烟，也不是火药。有三种基本类型从炸药衍生而来，在炸药转变成发射药的过程中其性质得到了缓和。

表2-1　无烟发射药制剂

火药类型	基　本　制　剂
单基药	硝化棉溶解在乙醚和酒精中
双基药	硝化棉溶解在硝化甘油中
三基药	硝化棉溶解在硝化甘油中，添加硝基胍
然后，将每种制剂压缩成型并烘干	

双基药比单基药更强有力，但是双基药会产生很高的发射药气体温度，造成严重的炮管烧蚀和炮口焰。三基药具有同样的威力，不过，由于增添了消焰剂硝基胍，可降低发射药气体温度并与单基药接近。添加到无烟火药中的其他成分，主要用于控制燃速和贮存期的分解作用。

皮奥伯特（Piobert）定律

在考虑成分和药粒设计对发射药的燃烧性能方面具有什么影响之前，必须假定药粒的燃烧过程是一种机械过程。假定在点火时，每个药粒的整个表面几乎同时点燃，之后所有表面都以相同的速率减少：药粒被看成是按平行层燃烧。例如，如果药粒开始是圆柱形，那么在燃烧过程中将仍然保持其圆柱形状，因为圆柱的直径和长度以同样的速率减少。若直径小于长度，直径将首先烧完。

发射药药粒按平行层燃烧的假设被称之为皮奥伯特定律，它得到了实验的强有力证明。

燃烧速度

当发射药药粒燃烧时，其表面经过反应后，将转换成高

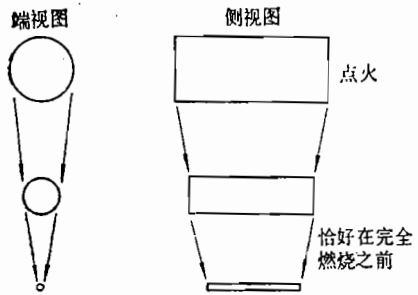


图2-5　圆柱形药粒燃烧的三个阶段

能气体。释放的大部分能量变成气体的高压和高温，小部分能量进入药粒，逐次提高发射药各层的温度，直到它们完全引燃。点火温度是：

表2-2　无烟药的点火温度

发射药类型	点　火　温　度
单　基　药	约315℃
双基药和三基药	150～170℃

这样，燃烧过程一直维持到全部发射药被燃完。当燃烧在所有各表面产生时，药粒在尺寸方面的减少速率被称之为燃烧速度，它等于引燃过程穿过药粒传播速度的二倍。关于1MPa（大约10个大气压*）的压力已被标定，此值被称为燃烧速度常数，见表2-3。在某些书本中，燃烧速度被取为等于点火传播速度，这样，燃烧速度常数似乎是期望值的一半。通过改变发射药的初始温度可改变燃烧速度常数，提高

*一个大气压的压力是指海平面上空气的自然压力。

表2-3 典型的燃烧速度常数

火药类型	典型的燃烧速度常数
黑 火 药	约18mm/s/MPa
无 烟 药	0.5～3mm/s/MPa

初始温度将提高燃烧速度。

压力指数

随着压力的增长，燃烧速度亦增加，但是不是按相同的比例增加。表示燃烧速度变化与压力变化有关的系数称压力指数。如果压力指数值是1，那么燃烧速度和压力按正比例增长。所以，双倍的压力将产生双倍的燃烧速度。随着压力的提高，压力指数值愈大，燃烧速度增长得愈快。对于现代发射药，压力指数通常接近于1，典型的燃烧速度是1.5mm/s/MPa。燃烧速度的增加与压力增长的对比见下表。

表2-4 典型发射药燃烧速度与压力的对照

压力		燃烧速度
MPa	大气压（约）	mm／s
0.1	1	0.15
1	10	1.5
50	500	75
380	3800	570

从这个表中可以看到，一个直径为1.1mm的典型的圆柱

形药条，在空气中自由燃烧时需用7s，而在380MPa高压下，例如在高速火炮中可能出现的压力下，同样的药条被完全燃烧时将小于2ms。

火药力常数、余容和火焰温度

一定质量的发射药释放出的总能量与它的火药力常数有关。所以，能量大的双基药和三基药比能量小的单基药具有较高的火药力常数。火药力常数值可通过在坚固密闭的被称为密闭爆发器的燃烧室内燃烧一定质量的发射药得到。采用电发火，用压力计测量密闭爆发器内增长的压力。

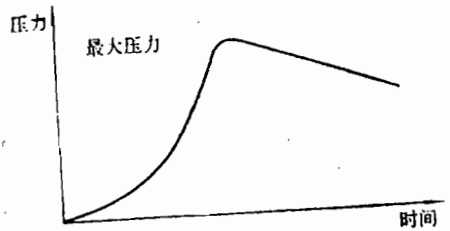


图2-6　密闭爆发器内压力随时间的变化曲线

所有的发射药一经燃烧，压力便达到最大。之后，随着热气体被与之接触的密闭爆发器容器壁冷却而压力开始下降。

在计算火药力常数之前，必须知道密闭爆发器的容积。密闭爆发器的有效容积小于它的真实容积，因为发射药分子将占据一部分容积。1kg发射药分子占有的体积叫做火药的余容。在一些密闭爆发器中点燃不同质量的发射药，借助试验便可以确定余容。

密闭爆发器有效容积＝密闭爆发器的真实容积－火药的余容×火药的质量

然后，计算火药力常数：

火药力常数＝最大压力×密闭爆器有效容积÷发射药的质量

每种类型的发射药燃烧时都具有一特定的火焰温度，这种温度只有在密闭爆发器中才能有效地达到；在火炮中，火焰散逸的气体温度将通过自己的膨胀而同时被冷却。密闭爆发器容积是固定的，通过热传导热量散失的速度很慢，所以伴生的火焰温度被称为绝热•或等容••火焰温度。

表2-5　典型的绝热（密闭爆发器）火焰温度

美国标准火药	发射药类型	绝热火焰温度
M6	单基药	2570K（2297℃）
M2	双基药	3319K（3046℃）
M30	三基药	3040K（2767℃）

在上面的例子中，值得注意的是单基药具有最低的火焰温度。三基药和双基药尽管二者具有相同的能力（即具有同样的火药力常数），但三基药燃烧时比双基药火焰温度显著地低。

发射药尺寸

当一长圆柱药粒燃烧时，它的长度和直径将依照皮奥伯特燃烧定律以相同的速度减小。由于直径小于长度，当直径而不是长度减小到零时，药粒完全燃烧。由此可以看到，直

• 绝热＝没有热传导。

•• 等容＝容积不变。

径是长圆柱形药粒的最重要的尺寸。

发射药尺寸通常是指一个药粒任何两个相对表面之间的最小距离。关于这一点的一个例外是多管形药粒，这将在以后说明。当发射药尺寸减小到零之后仍继续燃烧，这种情况下具有重要意义的尺寸叫做药层厚尺寸。

药形函数

火药的外形，或药形函数，众所周知是重要的，应注意选用各种长圆柱形药粒，这种药粒点燃时具有相当大的总表面积。火药气体产生的速度与全部药粒的总表面积成正比，所以气体开始产生时相当快，随着燃烧的进行，表面积减小，并引起产生气体的相对速度的相应减小。每个药粒都同时处在压力的变化之中，压力的变化将影响燃烧速度，也影响气体产生的速度。最后，药粒的表面积降到零，气体生成停止。这样的药粒形状，随着燃烧的传播，表面积减小，故称减面燃烧。

对于每一种药粒形状，在火药燃烧的百分数和发射药尺寸百分数之间都存在一个几何关系，此关系可维持到任何时刻。这种关系叫做药形函数。药粒的减面燃烧可以从数学上用出现药形函数中的药形函数系数描述。减面燃烧药粒，如长圆柱形，药形函数系数是正的。通过比较，一个薄圆片形药粒，在整个燃烧过程中几乎保持同样的表面积。所以它的药形函数系数接近零。

管状药粒比圆柱形药粒递减得要小，故常常得到应用。当使用长管状药粒时，沿它们的侧面要开个开口槽，以避免管内产生过度的压力，造成药管破裂。

另一方面，某些药粒的设计是为了在燃烧过程接近结束时能产生更多的气体。如将火药制成管状，或是在药粒外层

涂上燃烧抑制剂，采用抑制（包覆）层也可达到这一目的。这样的药粒具有负的药形函数系数，故叫做增面燃烧。由于抑制实心药粒燃烧的外层中抑制剂的作用，气体开始产生得很慢。抑制层一旦烧完，燃烧便按正常的减燃速度进行。

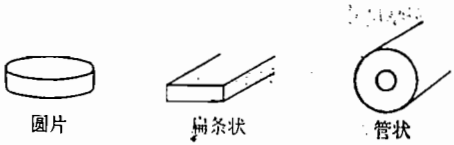


图2-7　发射药尺寸的例子

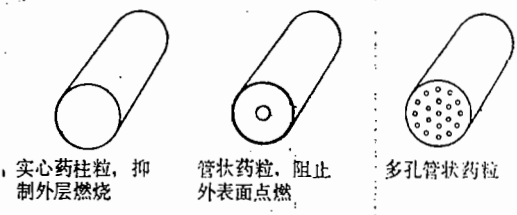


图2-8　增面燃烧药粒

当药管的外表面递减燃烧时，它的内表面则随着燃烧而增加。不过，如果外表面燃烧完全被遏止，那么药粒的燃烧将递增地进行。

另一方面，减面燃烧外表面可以通过贯穿药粒的大量小孔的递增燃烧得到补偿，这就是采用多管药粒原理，以产生平衡的或稍微递增的燃烧。多管药粒的药层厚尺寸一旦减小到零，便破裂成渣粒，渣粒继续燃烧，直至全部发射药燃烧完毕。

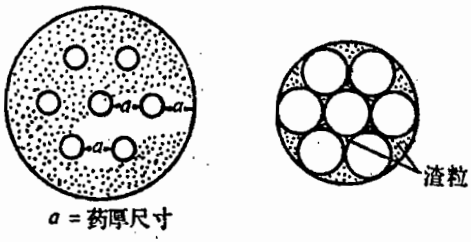


图2-9　7孔管状药粒的剖面图

表2-6　药粒形状及其药形函数系数

药粒形状	近似药形函数系数	
随机片状	正	多数减燃
球　　形	正	
圆柱形／线形	正	
圆　　片	正，接近零	
管状／开槽管状	正，接近零	
带　　状	正，接近零	
固体，抑制燃烧的外层	接近零	平　衡
多 管 状	接近零	
管状，抑制引燃的外表面	接近零	多数减燃

§2.6　点火装置

点火装置通过释放的热气体和粒子进入装药点燃发射药，在点火装置热气流的作用下，药粒的表面温度升高，直到被点燃。之后点火药的热气流和发射药气体传播到整个药

至，维持火焰如同波一样的传播。

构成火焰传播的波伴随有热气流产生的压力波，此波在相当高的压力下将促进发射药气体的产生。压力波在药室侧壁上反射，如此前后往返穿过发射药。这种特性如同快速脉动一样，在测量药室端部和弹底压力的过程中，通常能检测到。弹丸沿炮管一旦开始加速，脉动便渐渐消失。这种脉动可能导致燃烧的不一致性，以及药室压力过大。就现代火炮来说，在相当大的药室内采用燃烧速度非常慢的发射药时，这类严重问题常常碰到。

点火装置和发射药相互作用的重要性可能不特别被注意，但点火中的任何不相容性都将在整个弹道序列中显露出来，并因随之发生的炮口速度的变化和反弹作用而降低火炮的精度。

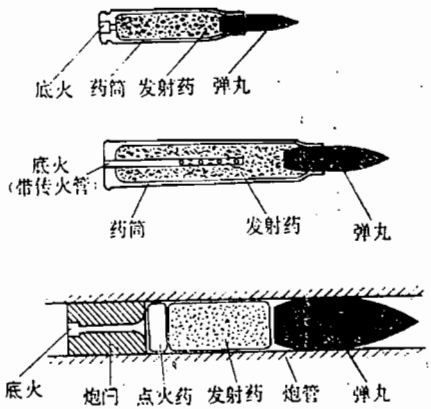


图2-10　典型弹药中点火装置和发射药装药的排列

§2.7 点火序列

点火序列通常由点火装置的点火药点燃。点火药点燃点火装置内的装药，使之形成由热气体和炽热粒子组成的燃烧产物，并射入火药。热气流在药粒之间点燃药粒表面，之后点火具和火药燃烧产物一起，维持火焰传播，直至全部发射药药粒被点燃。

起先，药室事实上已被弹丸密封，所以点火装置和发射药释放的气体和能量不可能逸出，使药室内的压力和温度将有一个总的明显的增长。发射药的燃烧速度大约与压力成比例，所以压力的增加，伴随着发射药气体产生速度的进一步增加。假如没有任何办法去制止气体的加速产生，火炮将会爆炸。

弹丸沿身管运动可降低正在上升的压力。弹丸开始运动时的压力是发射起动压力。然后，弹丸几乎立刻碰到膛线并开始减慢或再次停止，直至压力提高到足以推动它进入狭窄的炮膛。如果炮膛具有膛线，与设计有关的弹丸自身的弹带和表面将被挤成膛线形状。随后，阻力下降，迅速增加的压力将加速弹丸。

随着弹丸向前运动，其后面的体积增大，并被高压发射药气体所填充。发射药仍在燃烧，且如此迅速地产生高压气体，以致弹丸的运动不可能给予充分地补偿。所以，压力仍继续升高，直至达到峰值压力。对一个充分长的身管，当弹丸大约运行到炮管总长的十分之一时，可达到峰值压力。

迅速加速的弹丸后面产生的额外空间超过高压气体产生

的速度之后，压力便开始下降。下一个时期是全部燃烧状态，此时期发射药燃烧完成。然而，火炮中仍然有相当大的压力，用以维持弹丸沿炮管的运动，使继续加速。随着弹丸接近炮口，发射药气体膨胀，压力下降，于是加速度减小。在弹丸脱离火炮的瞬间，压力约减小到峰值压力的六分之一。

炮口外面紧跟在弹丸后面的气流，短距离内可为弹丸提供一个额外的加速度。所以，直到弹丸在炮口之外某一距离时，才达到真正的初速度值。在这之后不久，弹丸便脱离火炮的影响，并开始迅速、独立的飞行。

从点火装置点火到弹丸飞出炮口，整个序列一般发生在15ms之内。对于手枪，此序列可能小于1ms，但是对于大型火炮，或许多于25ms。

时空曲线

将压力计固定在药室的侧面，可以测量点火序列期间发射药气体的压力，而速度和位移传感器可测量弹丸沿炮膛的速度和运动。所测量的内容可随着时间自动记录，于是将记录的数据绘制成曲线，这些曲线被叫做压力/时间、速度/时间和位移/时间曲线。如图2-11所示。

也可以绘制压力和速度同时随弹丸位移变化的曲线，这些曲线被叫做压力/位移和速度/位移曲线。如图2-12所示。

作用在弹丸上的力

火炮内有两种相反的力作用在弹丸上，由高压发射药气体产生的推力作用在弹底上，而弹丸和炮膛之间的摩擦力，包括嵌入炮膛过程中很高的阻力，将阻止弹丸的运动。另外，弹丸和线膛炮膛线之间的作用有一小部分推力转换成扭

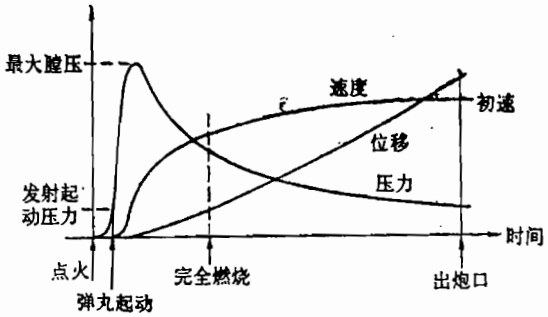


图2-11　典型的压力/时间、速度/时间和位移/时间曲线

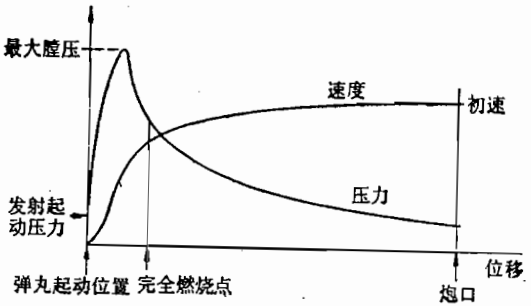


图2-12　典型的压力/位移和速度/位移曲线

矩，引起弹丸旋转。由此，我们可以导出下面的方程：

推力＝发射药气体压力×弹丸的底面积

忽略线膛炮内转变成弹丸旋转的小部分能量：

弹丸上总的力＝推力－摩擦力

倘若加大火炮的仰角，由于弹丸的重量，摩擦力还将包括一个微小的附加力。如果总作用力和弹丸质量已知，就可能计算弹丸的加速度。

在点火序列期间，压力和摩擦力不断变化，所以加速度

也在变化。

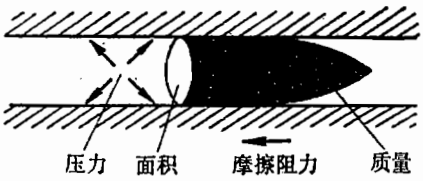


图2-13　决定弹丸加速度的四个因素

实际上，弹丸质量和弹底面积是已知的，在点火序列期间气体压力能够测量和记录，以及加速度可以从观测弹丸的运动中推导，所以，计算阻止弹丸运动的摩擦力是可能的。

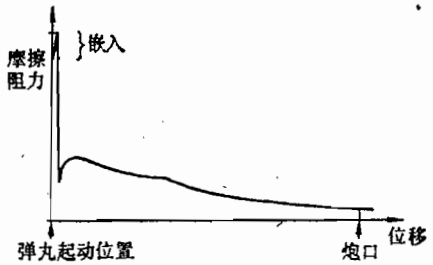


图2-14　发射期间典型的摩擦阻力

能量分布

当发射药燃烧时，在发射药热气体形成的过程中，它释放大量的能量。随着点火序列的进行，大部分能量被转换成其他形式。点火序列结束时能量的近似分布见表2-7。

此表反映了火炮的基本作用，它将发射药气体的热转换成了有用的弹丸的动能。在这种情况下，火炮达到它的作用，其效率为32%，其根据是：

表2-7　释放能量的近似分布

弹丸的运动	32%
发射药气体的运动	3%
摩擦损失	3%
火炮和弹丸的热损失	20%
发射药气体保留的热	42%
发射药释放的总能量	100%

$$\text{推进效率的百分比} = \frac{\text{弹丸的炮口能}}{\text{发射药的总热量}} \times 100\%。$$

在一次次发射中，推进效率的变化对火炮赋予弹丸到达预定目标的效率非常重要。

在火炮的效率方面，还有一些非常次要的影响，例如，倘若是线膛炮，弹丸将携带一部分旋转能量脱离火炮，对中口径炮，此能量只相当于发射药释放总能量的0.15%。另外，一些能量消耗在火炮的后坐运动上，此值将占总有效能量的0.02%～0.5%。在简单的弹道研究中，后坐能量小到可以忽略。为详细说明这一点，对每一种情况下一些典型后坐能量占总有效能量的百分比是：

表2-8　相对于总有效能的近似后坐能

武　　器	相应的后坐能
5.56mm步枪	0.1%
120mm坦克炮	0.2%
.44英寸麦格纳姆左轮手枪（Magnum）	0.5%

一个低效率的火炮/弹药，设计可能未达到完全燃烧。此时，未燃烧的发射药将从炮口喷出，这种未燃烧的发射药可能是能量损失的一个重要原因，不过一般不会发生。

发射药气体压力

有许多复杂的因素随时都在影响火炮内的压力。然而，作为一个简单的准则，发射药气体压力应与发射药气体保留的热除以发射药体积大致成比例。点火之后不久，由于药室内气体的振荡，可能出现较大的压力起伏。以后，当弹丸迅速运动时，由于发射药气体和炮膛之间的摩擦作用阻碍了气体沿炮膛的运动，所以，靠近弹丸底部的压力将有所下降。

峰值压力

峰值压力（最大膛压）高，主要受两种因素的影响：第一是在点火序列的早期阶段气体能量释放得快；第二是弹丸质量大。

能量释放得快，要求火药粒的总表面积大，火药力常数大，或是燃烧速度快。药粒的尺寸、形状和数量将决定总表面积，而火药力常数和燃烧速度将取决于发射药成分。

弹丸质量大，将趋于阻碍弹丸加速，这样就限制了气体膨胀所需的体积，从而提高了峰值压力。相反，如果减小初期的能量释放速度或减小弹丸质量，那么峰值压力将变小。

表2-9　峰值压力举例

火炮／弹药	典型的峰值压力
5.56×45mm（Rem 223）	354MPa
120mm短圆柱式脱壳穿甲弹（APDS）	425MPa

当使用增面燃烧药粒时，最初释放的能量受到限制，由此将峰值压力限制在安全压力极限及火炮可能允许的烧蚀之内。

完全燃烧

完全燃烧是指所有发射药全部燃完的时候。就所有药粒而言，尽管每个药粒燃完的确切时刻，与点火序列期间它在火炮内的局部条件有关，但燃完几乎是同时发生的。

完全燃烧时弹丸的状态与峰值压力和发射药粒的药形函数有很大关系。峰值压力高，意味着在整个点火序列期间压力也比较高，由于燃烧速度大致与压力成比例，所以很快达到完全燃烧。同样，峰值压力低，意味着完全燃烧慢。

增面燃烧发射药，本章晚些时候将要讨论，通常由于它们的峰值压力减小，完全燃烧状态出现得较迟。的确，当应用管状药粒时，完全燃烧常常难以达到，一些剩余的火药碎片在强烈的炮口焰中被抛出。峰值压力出现之后，压力及由此引起的燃烧速度的降低，都与药形函数有关。增面燃烧药粒对维持压力有帮助，所以，完全燃烧时的压力比减面燃烧药粒高。

如果完全燃烧出现得早，且弹丸运行的只是一段很短的距离时，结果必将提高推进效率，减少炮口气浪和炮口焰，并增加每次发射时炮口速度的一致性。

完全燃烧之后，所有有效的火药气体都用于推动弹丸使之保持沿炮膛的运行。如果完全燃烧出现得早，全部有效气体都能够作用在弹丸上，用于增加距离。完全燃烧后，弹丸运行的距离愈大，火药气体膨胀得愈快。于是，对于一个给定质量的弹丸，推进效率提高了，又增加了炮口速度。由于

气体的膨胀降低了它们的压力和温度，所以，完全燃烧出现得早，还将导致炮口气浪和炮口焰的减小。使用较长的炮管的效果与完全燃烧出现早的情况相同，除非炮管过长，因为在这种情况下所获得的弹丸/炮膛之间的摩擦力将超过推力，并使炮口速度减小。

实际上，从一次次发射中观察到，炮口速度的最大变量是出现在完全燃烧的时候。但是，在接近炮口时，速度变小。所以，完全燃烧之后，弹丸运行得愈远，炮口速度愈小，这是关于完全燃烧状态出现早的又一个结论。

增燃型药粒

为了获得火炮实际能够承受的最高峰值压力，火炮系统通常使用能够装入药室的最大发射药装药。于是，问题出现了，假如弹丸质量保持相同，怎样才能提高炮口速度呢？

为了使完全燃烧提早，可以调整燃烧速度、药形函数、发射药尺寸和药粒数目。但推进效率的综合增加可能很小，而且峰值压力也可能会超过火炮的极限。

比较大地提高炮口速度，意味着由发射药供给的总能量必须增加，这只能使用具有较高火药力常数的发射药才能达到。只要火炮能够承受所产生的高压，炮口速度就会大大改善。然而，将发射药制成等面或增面燃烧，而不是更常见的减面燃烧药粒，可以降低峰值压力。峰值压力出现之后，随之大部分能量被释放出来，如此可以得到持续高压，直到完全燃烧为止。能量的延迟释放将导致推进效率降低。然而，与有效能量的大量增加的办法相比，由效率低而造成的损失还是很小的。炮口爆炸气浪和炮口焰的增加反映了这种低效率。能量延迟释放还容易引起初速的跳动，因此，增面燃烧火药粒通

常只局限用于火炮，因在火炮中，获取高初速要比低初速跳动或低气浪和低炮口焰更重要。

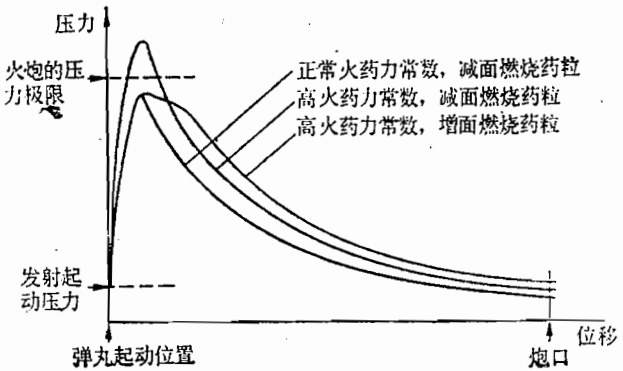


图2-15　关于三个全装药的压力/位移曲线

§2.8　炮管寿命

一个服现役的火炮的寿命，通常用它能够精确发射的次数来表示，它受腐蚀、磨损和烧蚀等三个主要造成炮管内部损坏因素的限制。

其中烧蚀是最重要的，下面将要说明。

腐蚀

对于炮管寿命而言，腐蚀通常是最不重要的，因为现代的发射药燃烧产物是无腐蚀的化合物。然而，黑火药和其他点火装置化合物会造成腐蚀，又由于大多数炮管由钢制成，在潮湿的气候条件下，容易生锈。对使用过的炮膛进行适当的处理，以及应用自洁和润滑弹丸等，便能很容易地避免造成这种腐蚀。

磨损

弹丸和炮膛之间的摩擦将会引起炮膛的磨损，磨损的程度随所使用的弹丸的类型而变，尽管在多数情况下，纯粹的磨损量相当小。在大口径火炮中，利用塑性弹带可减小磨损，但是在小口径火炮中，不使用独立的弹带，而依赖于选择弹丸表面材料和弹丸润滑剂去控制磨损。弹丸表面材料的选择不容易，的确，有时坚硬的穿甲枪弹会比标准枪弹产生的磨损要小。

在某些情况下，如砂子等外部材料在发射中间可能会反复进入炮膛，结果将严重地缩短火炮的寿命。阻塞炮膛的大量物质随着弹丸的通过将会引起炮管的局部膨胀，最后可能导致炮口端炸裂。

相反，可能磨损弹丸而不是炮膛：由大量弹丸磨损积累的材料会造成所谓的炮膛挂铅，由此使火炮失去精确性。挂铅的炮膛可以进行清洗，而不影响火炮的寿命。也常常在弹丸上使用润滑剂来阻止炮膛的挂铅和磨损。

烧蚀

烧蚀，身管损坏的主要原因，是由高能发射药气体将热传递给炮膛引起的。最大的烧蚀区靠近膛线的开始部位或滑膛炮中相应的位置。高能气体冲击炮膛表面使之局部迅速发热，发热的钢与发射药气体反应，产生一层很薄的脆性化合物，该化合物在以后的发射过程中，通过发射药气体、发射药药粒和弹丸的磨擦作用而移动。被移动的物质由发射药气体带出炮口。

在射击过程中，整个炮管的温度都稍有提高，但在点火序列期间决定烧蚀率的是炮膛表面的高温。发射期间炮膛表

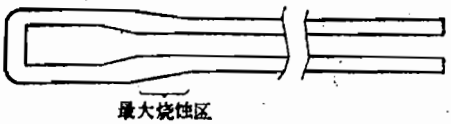


图2-16　火炮的烧蚀

面温度越高，烧蚀率越大。

烧蚀率与七个因素有关：

1.发射药

2.附加磨损物

3.发射速度

4.身管的冷却

5.口径

6.身管材料

7.火炮设计

发射药影响烧蚀率的主要因素是火药力常数和药形函数，高火药力常数，意味着发射药气体温度高，因而烧蚀率高。气体温度即使有很小的变化，烧蚀率也很敏感，所以避免过高的火药力常数是非常重要的。然而，如果采用增面燃烧药粒来减小峰值压力，那么便可以使用比较高的火药力常数，因为非常高的传热速度，可避免过高的压力。燃烧速度和压力指数低，也可减小烧蚀，不过将以减小炮口速度为代价。

往火药内添加少量的化学缓蚀剂，可减少烧蚀率。射击时，这些缓蚀添加剂沉淀在炮膛表面上，形成一隔离层，阻止热量从发射药气体向身管的传递，这样可降低烧蚀率。效果良好的添加剂包括二氧化钛/蜡和云母/蜡的混合物。

28986

在快速射击的时候，虽然存在发射之间的冷却机会，但整个身管的温度都在升高，所以射击期间炮膛表面的温度也将升高。结果是缩短了身管的寿命，除非使用冷却系统，如将冷却剂通过管子注入身管内，然后经过散热器通风。飞机飞行时间，其上的机关炮便利用强迫气流通过的简单方法保持冷却。

对于火炮炮膛的周边比炮膛的横截面积大（见图2-17）的火炮烧蚀最严重。这里是指轻武器和比较小的大口径炮，当使用脱壳弹时，可以很方便地克服这个问题。

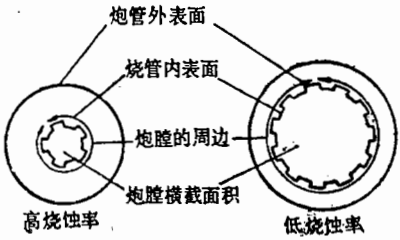


图2-17 炮膛剖面和相应的烧蚀率

含钨和镍这类元素的合金钢，能更好地提高对烧蚀的抵抗能力，在炮膛内电镀铬几乎可以完全消除由烧蚀带来的损坏。可是，它们既昂贵又很难生产。

然而，通过火炮的仔细设计可能进一步把烧蚀减至最小。探空式火炮膛线便是这种设计的一个极好的例子。由于膛线而使烧蚀加重时，在发射-起动位置处，火炮被制成滑膛，因为该处烧蚀最大。朝炮口方向，膛线的深度增加，以便弹丸沿身管运动的过程中切入弹带。然后，在接近炮膛端部时，炮膛变窄，膛线再次变浅，将弹带碾成扁平形，以改善弹丸的飞行特性。

实际上在炮口处探空式火炮的膛线是滑膛的，结果是探空式火炮的寿命比同样的常规火炮大6倍，显然这两种火炮及其弹药的生产都很昂贵。

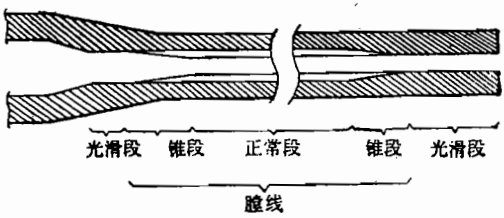


图2-18　探空式火炮炮管的膛线深度

实际身管寿命

当火炮在正常使用中达不到所要求的精度时，认为身管可能磨损已旧，出现变化的时刻与火炮的类型、使用的弹药和最小允许精度有关。磨损量在膛线开始处测量，它是炮膛直径增加的百分数。而身管寿命被定义为炮膛直径增加到5%时所需要的射击次数，实际允许增加的直径通常是在1%和5%之间。

决定炮口速度的因素也影响磨损率，所以把身管寿命和炮口速度联系起来是可能的，虽然这并不是简单的关系。一般地说，炮口速度有一小小的增量，都将大大缩短火炮的寿命。

大多数火炮身管寿命都要缩短，这是由于炮口速度高或发射速度快而造成的烧蚀率高的原因。这样的火炮包括反坦克炮、高射炮、高速步枪和机枪。

注意，.50英寸布朗宁机枪以每分钟射击1000发计，其枪管寿命恰恰只有30秒。

表2-10　实际身管寿命的例子

火炮／弹药	近似炮口速度	典型的实际身管寿命
.22英寸（5.5mm）LR	320m／s	1,000,000发
5.56×45mm（Rem223）	990m／s	10,000发
88mm高射	1000m／s	100发
120mm反坦克（脱壳）	1370m／s	100发
.50英寸布朗宁快速射击	890m／s	500发

身管变形

由于热量在炮管中的传入和传出，一个次要的作用就是炮管变形。通过火药气体的加热和风的不均匀冷却，可引起炮管轻微弯曲，由此影响射击精度。对于某些薄壁炮管的近代火炮来说，这可能是个严重的问题。幸运的是，通过选择火药和耐磨的辅助品，在炮管外表面使用隔热套，以及一个充分必要的冷却系统，这个问题便可以得到控制。

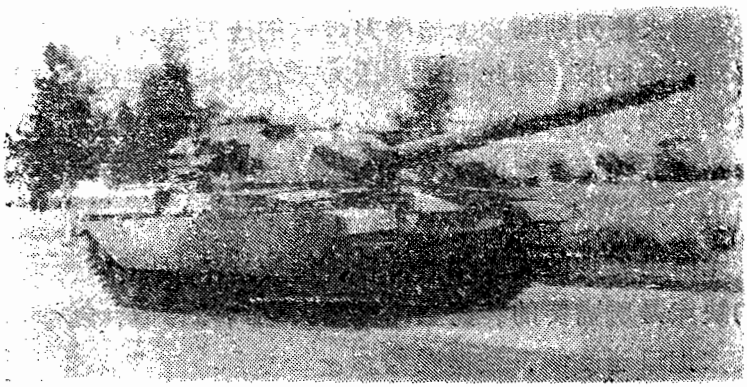


图2-19　配备带防护套的120mm炮的主战坦克

§2.9 无后坐力炮

无后坐力炮由一个两端敞开的炮管组成。弹丸从炮口推出，发射药气体由敞开的炮尾喷出。给予弹丸向前的动量等于给予发射药气体向后的动量，而火炮并不运动，所以叫做无后坐力炮。在某些类似的无后坐系统中，向后的动量由从炮尾喷出的平衡质量来提供。无后坐力炮最简单的形式是火箭发射筒，而无后坐力这个词通常用于说明利用向后喷射发射药气体的火炮（见图2-20）

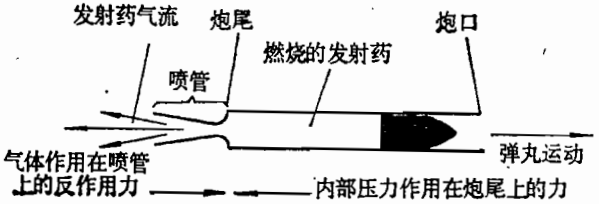


图2-20 无后坐力炮喷气反冲作用原理

在点火序列期间，无后坐力炮内的压力升高，于是有效地驱动弹丸向前，与此同时，压力又作用在炮尾上，趋于推动火炮向后。此力靠从一个或多个喷管喷出的高速发射药气体来平衡，喷管喷出的发射药气体将产生一个等于向前的反作用力。

无后坐力炮的优点是重量轻、结构简单，且身管寿命长。它的缺点是所需要的装药量比常规火炮大3到4倍，能够达到的最大炮口速度低，且精度差。

至此，在内弹道的第一部分，我们已经看到，以一种叙



图2-21 LAW80（早期型号）反坦克无后坐力火箭发射筒

述性方式描述了影响内弹道的各种因素。某些没有数学基础的读者，将发现这些知识已足够。另一些具有数学基础的人，将会对第二部分关于这个题目在理论方面的发展感兴趣。

自测验题

1.发射药燃烧与一般燃料燃烧有什么区别？

2.弹带的用途是什么？

3.哪些燃烧性能与发射药成分有关，哪些与药粒形状有关？

4.典型的点火序列的作用过程是什么？

5.使用多孔管状药粒发射火炮时具有什么特点？

6.哪种药室形状发射药燃烧速度可增进药室内的压力波？

7.如果不把药粒制成抑制燃烧型的话，那么一个增面燃烧的药粒在燃烧期间的表面积将取什么形式？

8.用于不同身管防护套的理由是什么？

9.在典型的旋转稳定式弹丸的条件下，由于旋转在炮口处的动能中将占多大比例？

10.在火炮内，为什么发射药气体的温度低于火焰的温度？

第二章　内弹道学——第二部分

§2.10　概　　述

为了要建立整个火炮的内弹道数学模型，必须建立每个部分的动力学模型。这里涉及的只是在考虑主要内弹道组分时，真实火炮和典型火炮的一种简化模型。这些组成部分包括发射药、发射药气体和弹丸。在下面的文章里将推导发射药燃烧、气体状态和弹丸综合运动的五个方程。在推导这些方程的过程中，将应用著名的物理定律，并一起说明火炮所特有的许多过程。尽管涉及到这些过程，但并不给出某些复杂过程的控制方程，这些可以在更全面的论述内弹道的各种参考书中找到。下面将讨论五个方程的经典应用和现代应用，并重点给出两种主要类型火炮的计算机仿真。

§2.11　燃烧速度定律

为要考察一个个别的药粒或发射药，首先我们必须了解药粒燃烧方式的某些概念。按照皮奥伯特燃烧定律，一个燃烧的药粒整个表面都以同样的速度减小，即按平行层减小。当药粒从所有各面燃烧时，药粒尺寸减小的速度恰恰是一侧减小速度的二倍。药粒尺寸减小的速度叫做燃烧速度*，它随周围气体压力而变化，且遵循下面方程：

* 在某些文献中，特别是美国，取燃烧速度等于单侧减小速度，所以燃烧速度常数似乎是期望值的一半。

燃烧速度，$\frac{ds}{dt}=Bp^{a}$

式中：

s是药粒减小的尺寸；

t是时间，以秒计；

p是药粒区域内的气体压力；

a是发射药成分的压力指数；

B是发射药的燃烧速度常数。

药粒的尺寸，即初始尺寸，用D表示。现在，如果在引燃后的某一瞬间，当药粒尺寸减小某一长度s时，则药粒的剩余尺寸是初始尺寸的百分数f：

$$D-s=fD$$

引燃时，f等于1；燃烧时体积减小；当达到完全燃烧时，f等于零。s和f之间的关系，相对于时间取微分，则有

$$-\frac{ds}{dt}=D\frac{df}{dt}$$

用燃烧速度方程中的$\frac{ds}{dt}$置换，则得：

$$\frac{df}{dt}=-\frac{B}{D}p^{a}$$

现在，将此函数对时间取积分，于是在t时刻燃烧的发射药尺寸百分数f将与点火期间压力的变化相等：

$$f=-\frac{B}{D}\int_{0}^{t}p^{a}dt \qquad \text{（方程1）}$$

$\frac{B}{D}$比值叫做发射药的活性系数。对于给定压力指数和药粒形状的发射药，只要活性系数保持相同，可以改变B和D的值，而不影响火炮内弹道的使用。当然，发射药尺寸过大可能会在实际中出现问题。

§2.12 药形函数

下一步，我们需要把火药燃烧的比例与剩余的发射药尺寸百分数f联系起来。这种关系纯粹是几何关系，只与所使用的药粒形状有关。用z作为某瞬时t发射药燃烧的体积百分数，那么：

$$z=\frac{\text{原始体积}-t\text{时刻的体积}}{\text{原始体积}}$$

$$z=1-\frac{t\text{时刻的体积}}{\text{原始体积}}$$

现在，如果有一药粒，横截面积是A_g，长度是L，那么

$$z=1-\frac{A_g\cdot L(t\text{时刻})}{A_g\cdot L(\text{原始})}$$

因为药粒的长度L通常比发射药尺寸D大得多，燃烧期间药粒长度的相对变化小到可以忽略，所以，也近似取：

$$L(t\text{时刻})=L(\text{原始})$$

这样

$$z=1-\frac{A_g(t\text{时刻})}{A_g(\text{原始})}$$

取一个长圆柱药粒作为例子，则

$$A_g(\text{原始}) = \frac{\pi D^2}{4}$$

以及

$$A_g(t\text{时刻}) = \frac{\pi(fD)^2}{4}$$

将此式代入z的方程，则有

$$z = 1 - f^2$$

将此式展开，则有

$$z = (1-f)(1+kf) \qquad \text{（方程2）}$$

描述z和f之间关系的方程叫做药形函数，在长圆柱药粒情况下，药形函数系数k等于1。发射药形状不同，使用药形函数时，k值也不同。例如，长管或开槽管，$k=0$；厚度为D和宽度为WD的长条，$k=\frac{1}{W}$。在多孔管状药粒情况下，例如7孔圆柱，使用经验的药形函数：取发射药尺寸为药层厚尺寸的1.28倍，$k=0.12$。

§2.13 密闭爆发器

如第一部分所述，密闭爆发器是标定发射药的重要工具。在限定的密闭爆发器条件下，通过扩大控制发射药气体特性的原则，可以深入了解火炮点火序列期间气体的复杂性质。

状态方程

基本理论的出发点是范德瓦尔（Van der Waol）的关于理想气体的状态方程：

$$pV = nR_uT$$

式中：p是气体压力；

V是气体体积；

n是气体克分子*数；

R_u是通用气体常数；

T是气体的绝对温度。

该方程描述了由非常简单的分子组成的气体p、V、n和T之间的关系。然而，发射药燃烧放出的真实气体相当复杂，所以，用范德瓦尔方程预测时很不精确。造成理论和实际之间差异的最重要的原因是高压时气体分子受力而凝聚在一起的缘故。这种效应现在叫凝聚作用，实际上，与潮湿空气中水珠湿气的聚结相似。所以气体的体积将因高压气体中明显的非气体微粒的凝聚而减小。为了补偿减少的体积，假定状态方程具有下面的形式：

$$P(V-mc)=nR_uT$$

式中：m是发射药燃烧的质量；

c是发射药的余容。

这里用诺贝尔-阿贝尔方程作为密闭爆发器和火炮内弹道的状态方程。虽然余容是一个假设的发射药气体性质，但是对于每一种火药，通过密闭爆发器试验，都能计算它的余容，这将在后面指出。诺贝尔-阿贝尔方程是对高压气体复杂作用的简化处理，尽管如此，还是注意了与实验结果接近一致。

*1克分子是指所测量的给定物质分子的质量，以克计。例如，一氧化碳分子式CO；分子质量＝12＋16＝30，所以，1克分子一氧化碳重30g。

火药力常数

当发射药燃烧的时候，到它特定的火焰温度T_0时才放出气体。如果这些气体被约束在坚固的密闭爆发器内，那么它们就不可能通过膨胀冷却。也就是，如果燃烧刚好在一个短时间内产生，最初散失给容器壁的热可以忽略。这样在燃烧完成的瞬间，气体温度仍然是T_0，并且压力达到最大值p_{max}。于是状态方程是：

$$p_{max}(V_{cv}-mc)=nR_uT_0$$

式中：V_{cv}是密闭爆发器的容积；

m是发射药的质量。

$\frac{nR_uT_0}{m}$值表示的是每种发射药的性质，所以，方程可以写成：

$$p_{max}(V_{cv}-mc)=mF$$

式中：F是发射药的火药力常数。

余容和火药力常数的测量

现在，如果用质量为m_1的发射药在密闭爆发器中点火，它将产生一个峰值压力p_{max1}，于是：

$$p_{max1}(V_{cv}-m_1c)=m_1F$$

用不同质量m_2第二次点火，则有

$$p_{max2}=(V_{cv}-m_2c)=m_2F$$

然后求解上面两个方程，可以得到火药余容和火药力常数：

$$\text{余容 } c=\frac{V_{cv}}{(p_{max2}-p_{max1})\left(\frac{p_{max2}}{m_2}-\frac{p_{max1}}{m_1}\right)}$$

$$\text{火药力常数}F=V_{cv}\frac{\left(\frac{1}{m_1}-\frac{1}{m_2}\right)}{\left(\frac{1}{p_{max1}}-\frac{1}{p_{max2}}\right)}$$

§2.14 释放的能量

随着无烟药燃烧时气体的释放，燃烧过程中能量也释放出来。释放的总能量为：

$$\text{能量}\quad E=mc_vT_0$$

式中：m是发射药燃烧的质量；

c_v是定容条件下每单位质量气体比热容；

T_0是火焰的绝对温度。

通常用两个基本的气体方程，这就是与上面c_v有关的c_p，它是定压条件下每单位质量气体的比热容：

$$c_p-c_v=\frac{nR_u}{m}$$

和

$$c_p/c_v=G$$

我们得到$c_v=\frac{nR_u}{m(G-1)}$

其中G是比热容比。代入能量方程，有：

$$E=\frac{nR_uT_0}{G-1}$$

由于nR_uT_0等于mF，所以

$$E=\frac{mF}{G-1}$$

假如，在火炮点火序列期间某瞬时t，初始发射药质量C，已经燃烧的体积百分数是z，则释放的能量将是

$$E_1=\frac{CzF}{G-1}$$

§2.15 能量平衡

如同所有物理系一样，火炮也遵循能量守恒原理，所以，尽管能量以发射药气体的形式在达到火焰温度的时候释放出来，并转换成其他形式，但是总能量仍保持相同。因此，转换各种形式的能量总和等于经过内弹道序列释放的能量。

$$E_1=E_p+E_g+F_u+E_r+E_b+E_h+E_s+E_f$$

式中：E_p是弹丸运动的动能；

E_g是发射药气体运动的动能；

E_u是未燃烧的发射药运动的动能；

E_r是由火炮后坐产生的动能；

E_b是散失给身管的热能；

E_h是发射药气体剩余的热能；

E_s是用于身管膨胀方面的变形能；

以及 E_f是用于嵌入弹带和克服炮膛摩擦而失去的能量。

虽然数学模型的确存在关于E_g、E_u、E_r、E_b、E_s和E_f等的能量损失，但是为简便起见，这里一并假定它们为E_1，于是能量平衡方程则为

$$E_1=E_p+E_h+E_1$$

现在，忽略弹丸轻微旋转的能量，应用关于质量运动的基本

动能方程，E_p可简化地表示为

$$E_p=\frac{1}{2}Mv^2$$

式中：M是弹丸的质量；

而　　v是弹丸的速度。

然而，计算发射药气体剩余热能E_h是最难的。在到达火焰温度时释放的发射药气体，由于驱动弹丸沿身管运动膨胀做功而变冷，并通过与身管的接触而进一步冷却。若气体的平均温度是某个值T，则

$$E_h=Czc_vT$$

如前，$c_v=\frac{nR_u}{Cz(G-1)}$，所以

$$E_h=\frac{nR_uT}{G-1}$$

代入诺贝尔-阿贝尔方程

$$p(V-Czc)=nR_uT$$

于是

$$E_h=\frac{p}{G-1}(V-Czc)$$

式中：p是气体平均压力；

V是发射药气体占有的容积，由下式给出

$$V=V_0+Ax+V_i$$

式中：V_0是药室中空气的初始空间；

A是炮膛的横截面积；

x是弹丸运动的距离；

V_i是当药粒燃烧时尺寸缩小而增加的体积。

当$V_i=\frac{Cz}{d}$时，其中d为发射药的密度，则气体的剩余热能可以写成

$$E_h=\frac{p}{G-1}\left[V_0+Ax+Cz\left(\frac{1}{d}-c\right)\right]$$

将E_1、E_p和E_h代入方程，则能量平衡方程可写成

$$\frac{CzF}{G-1}=\frac{1}{2}Mv^2+\frac{p}{G-1}\left[V_0+Ax+Cz\left(\frac{1}{d}-c\right)\right]+E_1$$

为方便起见，重新整理得最后形式为

$$p=\frac{CzF-(G-1)\left(\frac{1}{2}Mv^2+E_1\right)}{V_0+Ax+Cz\left(\frac{1}{d}-c\right)} \quad \text{(方程3)}$$

假定E_1可以用合适的方程代替，那么除了p、z、v和x之外，在这个整理后的能量方程中，所有的参量都将是已知的。

§2.16 运动方程

现在，我们需要建立弹丸运动的控制方程。牛顿运动方程的一种表示为

$$Ma=F_0$$

就是说，质量乘以加速度等于力。在火炮中，力作用在弹丸上，所以

$$F_0=A(p_p+p_a)-F_r$$

式中：A是炮膛的横截面积；

p_b是作用在弹底上的压力；

p_a是大气压力；

F_r是弹丸和炮膛之间的摩擦力。

由于气体和未燃烧发射药二者的惯性，以及它们与炮膛表面之间的摩擦作用，弹底压力p_b则略低于平均压力p。考虑到p_b和p之间存在一定的关系，所以，一旦知道p*，便可计算p_b。

摩擦力F_r属于由弹带嵌入膛线时带来的不可消除的阻力。简单的摩擦力数学模型，受发射起动压力的影响，在允许弹丸运动之前，它必须超过发射起动压力，还应在弹丸起动之后为剩余的点火序列提供一个不变的阻力。复杂的计算能量的模型，要求知道嵌入过程中弹带的应力和屈服强度，一旦嵌入后，残余应力消除，并出现滑动摩擦力。

当速度随时间变化时，可写成加速度

$$a=\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t}$$

于是

$$M\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t}=A(p_b-p_a)-F_r$$

式中：M是弹丸的质量。

将该方程对时间取积分，则有

$$v=\frac{1}{M}\int_0^t\left[A(p_b-p_a)-F_r\right]\mathrm{d}t \qquad (方程4)$$

此方程将在以后整个点火序列期间，用来求弹丸的速度。类似的方程有

*参考内弹道学，HMSO 1951

$$\frac{dx}{dt}=v$$

这里定义速度为距离随时间的变化，取积分有

$$x=\int_0^t v\,dt \qquad \text{（方程5）}$$

此式将用来求弹丸的位置。

§2.17 内弹道学方程摘要

1. $f=-\frac{B}{D}\int_0^t p^a\,dt$

2. $z=(1-f)(1+kf)$

3. $p=\dfrac{CzF-(G-1)\left(\frac{1}{2}Mv^2+E_1\right)}{V_a+Ax+Cz\left(\frac{1}{d}-c\right)}$

4. $v=\frac{1}{M}\int_0^t \left[A(p_p-p_a)-F_r\right]dt$

5. $x=\int_0^t v\,dt$

§2.18 经典解法

直到计算机出现之前，这些方程都是用数学解析法求解。然而，数学函数的连续性，不能模拟内弹道中不连续的过程，于是简化五个方程以适合数学求解。典型的简化包括取$a=1$，施加一个发射起动压力来模拟嵌入过程，以及取一个不变的阻力以模仿真实的摩擦阻力。对方程所作的进一步简

化是假定E_1，所以常常这样做是因为根本的物理过程还没有被充分了解。解析解能够预测现代火炮的性能并具有相当高的精度，如能以高精度预测现代火炮性能的（RMCS）的亨特（Hunt）、海因兹（Hinds）等人的“内弹道学系统，1945”。然而，由于现代火炮的性能已经提高，变量a、F，和E_1的影响已变得非常重要。而计算机却能够模拟复杂的过程，所以近年来已经取代经典的分析模式。

§2.19 计算机仿真

一个通用的火炮计算机仿真比起分析模型来有三个优点。它允许含有真实的数据和函数，以便模拟不连续的过程，如点火和嵌入。它的灵活性允许所设计的模拟火炮系统随意改动。它计算速度快，能迅速预测火炮性能。很明显，在火炮系统设计过程中，不必发射弹丸就能进行实验的能力，计算机模拟已能完成，所以它是一个火炮设计工作者最重要的工具。

集总参量模型

用于内弹道仿真的两种主要计算机方法是集总参量和有限差分法。

集总参量模型实际上是借助解析法求解方程的数值解法。它们如此命名是因为描述发射药气体性能的方程可以把气体处理成任意形状的均匀流体。计算气体内在任意给定时刻、任何状态变化的唯一关系式是关于p_b的方程，它可算出从整个气体到弹底之间的压力在下降。更精确的模型可确定整个火炮中的气体状态，实际上就是有限差分模型，这些将

在以后说明。

当使用数字计算机仿真火炮系统时，一个基本的要求是将描述的过程分解成不连续的步长。通常使用的基本步长是一个很小的时间增量 Δt。这就要求依次把积分关系式，如方程1

$$f=-\frac{B}{D}\int_0^t p^a \mathrm{d}t$$

写成累加式，于是

$$f=-\frac{B}{D}\sum_0^t p^a\,\Delta t$$

类似地，方程4和5写成

$$v=\frac{1}{M}\sum_0^t \left[A\left(p_b-p_a\right)-F_r\right]\Delta t$$

和

$$x=\sum_0^t v\,\Delta t$$

为确保累加式接近理论方程，Δt的大小必须取得很小。通常，取 Δt为二十分之一ms。

适合五个方程的计算机程序流程图表示在图2-22中。关于程序的重复计算，每次增加 Δt即可，直到弹丸完全脱离炮口或是由于发射药不充分而停止为止。

为了精确的仿真，累加式和理论方程之间的差异必须很小。达到这一点的一种方法是使 Δt非常小，然而，这样一来程序运行的时间将非常长，以致不能允许。实际采用的方法是预测-调整技术• 如龙格-库塔（Runge-Kutta）法，估计出误差，于是再修正每一次计算。

• 参考有关科学家和工程师的数值方法Mc Graw-Hill，1962。

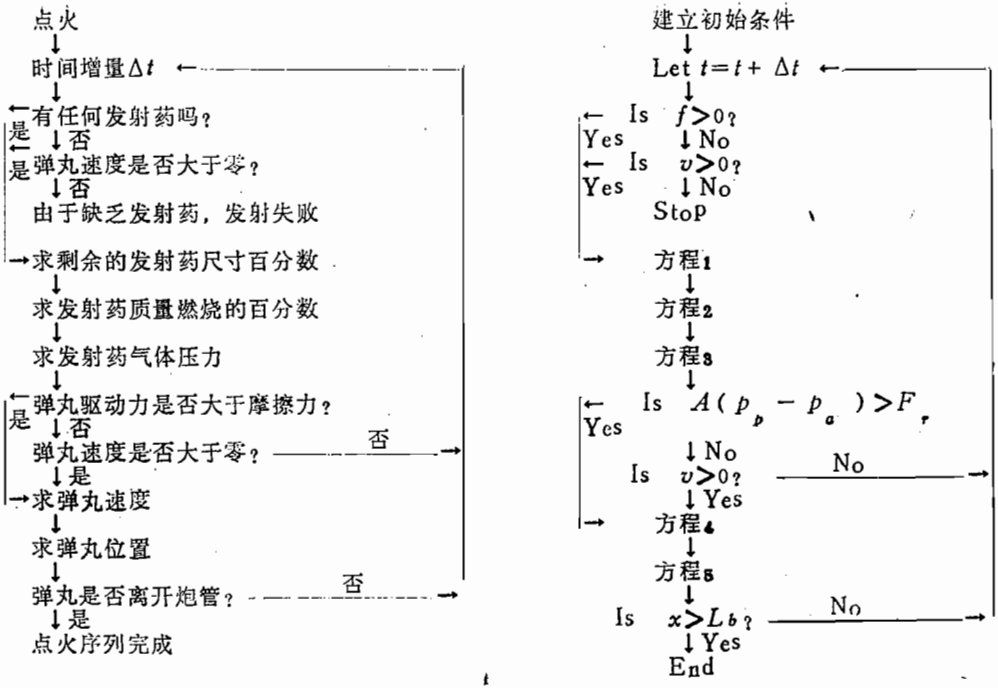


图2-22　关于内弹道集总参量计算机模型的流程图，左边给出说明

有限差分法

有限差分法的目的在于计算整个火炮的压力和发射药气体的流动。实际上，沿药室和炮膛长度可观察到相当大的压力差，而穿过直径的压力差则很小。这是由于药室的几何形状所致：一般长度要大于直径二倍，且纵向不对称，弹丸在一端，点火常常在另一端，助长了压力不对称。

有限差分法用1s作基本步长，它分别对应沿火炮轴线一段段很小的距离 Δx。每段区域内的气体分别用集总参量式模型来模拟，它与前面的模型不同，在那周围区域气体的影响必须予以考虑。如果需要，非轴向区域可以通过位于包括轴线在内的平面上点的二维排列来模拟。不过，由二维模型给予增加的微小真实性常常被模型的复杂化和计算要求的大大增加所超过。

有限差分法能够模拟出现在炮闩和弹底之间的压力脉动，也适于模拟点燃期间火焰的传播过程。压力起伏和引燃的不一致是现代高性能火炮中的严重问题，所以，此法比集总参量法具有更大的优越性。

小结

关于理论内弹道的这段介绍，集中了火炮的基本原理以及用计算机仿真。虽然更广阔领域的研究和仿真还没有涉及，但已有大量的参考书和文章供读者进一步学习研究。

目前，内弹道方面已有大量的研究成果，它是弹道学中最重要而先进的领域之一，它的重要性正在随着不断地提高火炮性能的研究而增加。

自 测 验 题

1.燃烧速度和减小速度之间是什么关系？

2.如果将发射药燃烧速度常数减半，怎样才能保证发射药的内弹道性能？

3.如果C是发射药的总质量，z是发射药体积燃烧百分数，那么释放的气体质量是多少？

4.当作用在弹丸上的摩擦力超过火药力时，如果弹丸是a）静止的，b）运动的，那么它将怎样？

5.在内弹道的计算机仿真过程中，有限差分法有什么优点？

6.诺贝尔-阿贝尔方程不能完全描述火炮内的气体状态，为什么？

第三章　中间弹道学

§3.1　中间弹道学的定义

中间弹道学是研究从内弹道学向外弹道学过渡的科学。它发生在炮口附近。在无后坐力炮中，这项研究可扩大到尾部喷管反冲区。

在炮口处发射药能量的分布可以化简成：

弹丸的运动　30%
火药气体的能量45%　} 火炮释放能量的75%

火炮保留的热量25%

大约有3／4的有效能量经过炮口排出；其中大部分由发射药气体以热、压力和运动的形式带走。出炮口之后，这些气体的性能对弹丸和火炮的运动具有相当大的影响；同时还将引起称作爆炸和闪光的效应。在这一阶段气流具有特殊的形式，在考虑弹丸离开炮口和穿过气流场时所具有的附加效应之前，气流的特性值得描述。

§3.2　炮口附近的气流场

从炮口喷出的高压气体随着与周围空气的混合而引起湍流。合成压力波作为噪声以音速向外传播。经过炮口的气流和周围空气的音速依照气体呈现的类型和状态而变化。一般由下述方程给出：

气体的音速 $a_g = \sqrt{GRT}$

式中：G＝气体混合物的比热比；

R＝气体常数，287J／kg·K；

T＝气体的绝对温度。

对标准状态下的空气

$G=1.404$

和 $T=288\text{K}$（15℃）

所以，空气中的音速是340m／s。

将气体方程$RT=p/d$代入音速方程，则

气体的音速 $a_g=\sqrt{\frac{Gp}{d}}$

其中：p＝气体压力；

以及 d＝气体密度。

发射期间在炮口附近，气体的温度、压力和密度变化相当大，所以，音速也发生变化。另外，发射药燃烧产生的气体混合物与空气的混合物具有很大的不同；产生这种差值的结果将使音速进一步变化。虽然冲击波仅仅是一种强声波，但是随着冲击波通过气体温度的突然上升将引起音速的增加；所以冲击波比强度弱的声波运行得快。相反地，冲击波可以被定义为具有足够强度的声波，自诱导速度比音速方程预测的速度大得多。

在炮口附近，由混合气体扰动产生的噪声向两个方向传播，一是离开炮口，一是朝向炮口。如果高压气体从炮口突然喷出，当弹丸脱离火炮时会出现这种情况，那么发生的噪声在压力方面主要取急剧增加的形式，故称爆炸冲击波。此波

运行远离火炮以后，速度比声波略大，听起来好象波前冲击。返回噪声也形成冲击波，它朝向炮口运动，与气流相反。在炮口附近，冲击波速度可能等于气流速度；当发生这种情况时，入射冲击波并不前进，而是形成一种准静态冲击波。此冲击波呈“瓶状冲击波”。自炮口延伸出的瓶状激波曲面被叫做桶形冲击波。瓶状冲击波的近乎平面的底叫做马赫盘。瓶状冲击波的大小随着流出的气流速度增加而增加。当气体速度降低时，瓶状冲击波收缩，并最后消失进入炮口。

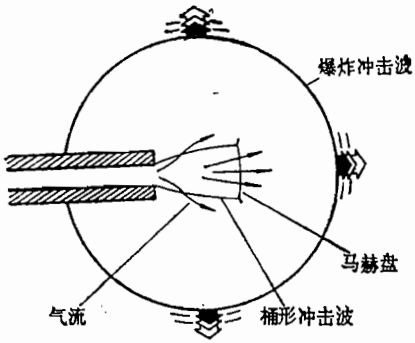


图3-1　自炮口释放的高压气体形成的冲击波

§3.3　发射期间的炮口气流场

发射期间的炮口气流场由两阶段组成：位于弹丸脱离炮口之前的前驱爆炸场，和随着高压发射药气体喷入空气而跟着出现的主爆炸场。在无后坐力炮中，爆炸场将由自炮尾向后喷射的发射药气体控制，喷气产生的闪光和爆炸与常规大口径炮的主爆炸场相似。

弹丸脱离之前

当弹丸沿炮膛加速时，推动它前面的空气柱，此空气柱将由于经过弹丸的发射药气体的任何泄漏而增大。冲击波恰好在弹丸前面形成，并沿着炮膛运动，以一个接近球形的前驱爆炸冲击波的形式在炮口处被释放。一旦外流的空气速度足够大，那么一个小的瓶状冲击波就将在炮口附近形成，其大小将随着流动速度的增加而增大。

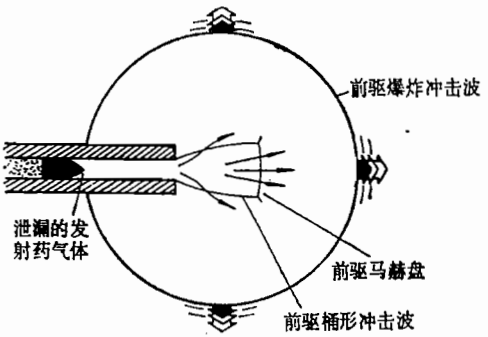


图3-2　弹丸排出之前形成的冲击波

弹丸脱离之后

然后，弹丸将在炮口出现，密闭气体的弹丸一旦通过炮口，高压发射药气体便喷入大气，于是产生一个强大的爆炸冲击波。起初，爆炸冲击波并非球形，这是因为弹丸的存在以及发射药气体的高速流动而使形状改变。发射药气体迅速膨胀，其加速度比弹丸大得多，以致在弹底周围形成冲击波，倒好象弹丸正在往后运动似的。这种明显倒转的气流，为炮口之外几倍口径距离上的弹丸提供一个额外的加速度。也就是说，炮口气流对火炮的精度会产生不利的影响，引起弹丸



图3-3　5.56mm步枪的前驱爆炸场

反常的偏航。

随后，在炮口周围开始形成一个很大的桶形冲击波和马赫盘。当流出的气体速度减慢时，桶形冲击波和马赫盘的尺寸缩小；之后，剩余的马赫盘进入炮口，并变成一个沿炮膛向后运行的反射波。只要弹丸是超音速的，在此期间它就将穿过爆炸冲击波。由于爆炸冲击波强度高，运行比音速快，所以有助于赶上强度小的前驱爆炸冲击波。

下图表示了弹丸脱离炮口之后爆炸场发展的三个阶段。

§3.4　闪　　光

闪光是指高热的发射药气体以及跟着发生的发射药气体混合物与周围空气的化学反应在炮口附近发出的光。

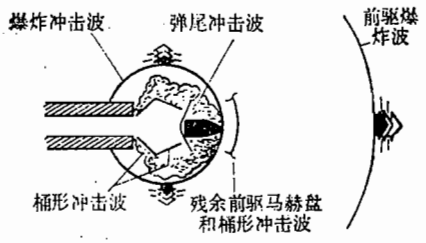


图3-4　弹丸排出之后立刻形成的初始冲击波

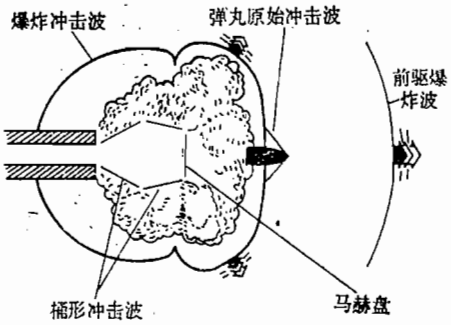


图3-5　爆炸场的膨胀

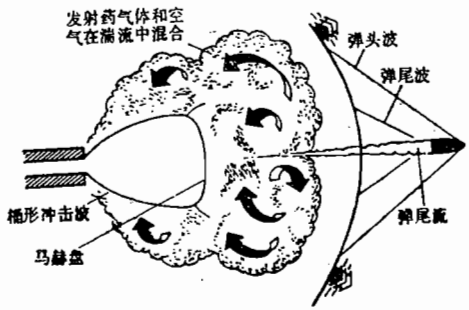


图3-6　瓶状冲击波和马赫盘收缩之前爆炸场的最后阶段

在弹丸脱离火炮之前，经过弹丸而漏泄的热气体和粒子会产生轻微的预闪光。随着弹丸脱离炮口，一般，发射药气体温度都非常高，足以辐射可见光，故称作初闪光。当气体迅速膨胀而变冷时，它们继续喷射一种比较微弱的炮口辉光；然后，随着它们通过马赫盘而被再次压缩，接着又出现高温并产生中间闪光。易燃的热气体，主要指氢和一氧化碳，当与周围空气中的氧混合时立刻引燃；二次闪光是最亮的闪光，由随后的大量火焰产生。在轻武器中，可燃气体的温度和密度在中间闪光区通常不足以引燃，所以不能出现二次闪光。最后，发射药燃烧的热粒子和残余部分在弹尾涡流中还会出现一道长长的光线。

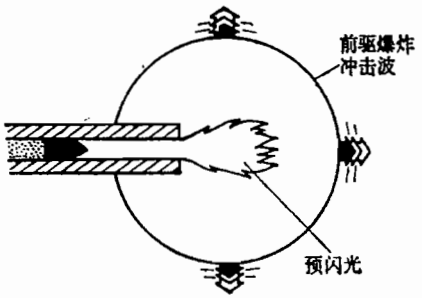


图3-7　预闪光

用于军事用途的闪光，尤其是二次闪光在夜间是不希望有的，因为它将向敌人暴露火炮的位置，还能暂时致盲炮手。抑制闪光的三个办法是炮口装置、选择发射药和发射药添加剂。

闪光抑制器通常被设计成用于抑制中间闪光。中间闪光的减弱还可以遏止出现在大口径火炮条件下的二次闪光的引燃。

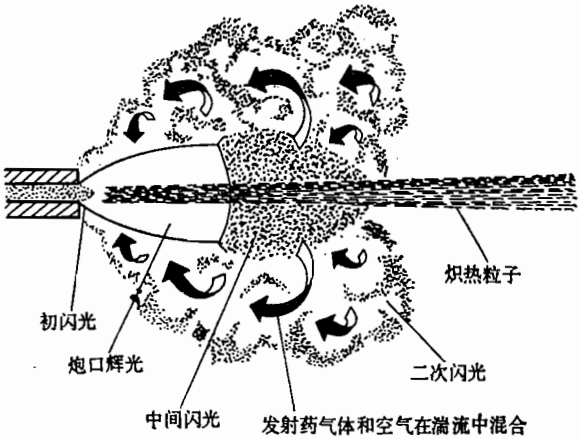


图3-8　闪光

抑制器的最简单的形式是闪光遮盖器：这是一个除射击线路从全方位环绕初闪光并遮掩初闪光的装置。然而，作为初闪光并不重要，所以闪光遮盖器原来预期的目的通常是无效的。近代的闪光抑制器常常也叫闪光遮盖器，不过它们的真正用途是弥散或驱散桶形冲击波和马赫盘，以便使中间闪光减弱。普遍使用的三种闪光抑制器有圆锥形管、开槽管和条型。开槽管和条型是在炮口周围采用若干个槽式向前伸出的齿尖；为避免炮口气流的振荡，通常选择奇数，因炮口气流的振荡可能干扰弹丸的运动（见图3-9）。

在大口径火炮中，减小二次闪光的最有效的方法是应用在比较低的温度上释放大量惰性氮的发射药。这样一项技术将减小发射药气体可燃的百分数，并降低总的温度。用三基发射药可以达到，因为硝基胍中含有大量丰富的氮。

发射药中加入些钾、钠盐附加物也可降低闪光，特别是硫

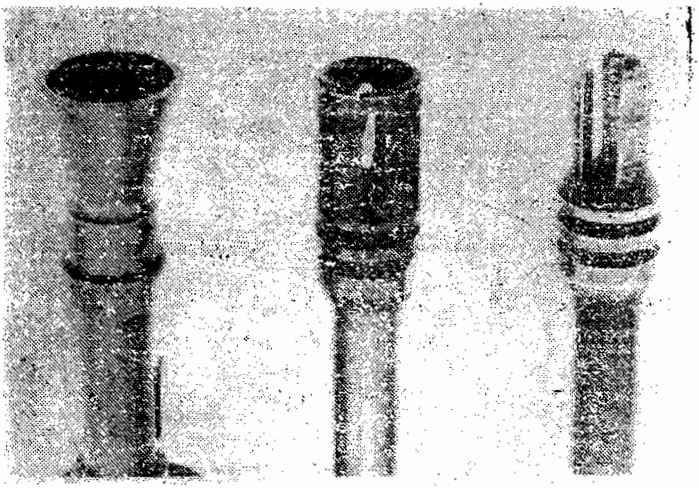


图3-9　5.56mm口径步枪上的圆锥、开槽管和条型闪光抑制器

酸钾或硝酸钾，钾冰晶石和钠冰晶石。它们的作用还没有充分了解，但是已知道它们能抑制氢气的形成和燃烧。然而，附加物一般并不使用，因为它们将增加所产生的烟雾量，在白天提供一个很强的讨厌的发射信号。

§3.5 爆　　炸

爆炸一词包含中间弹道和终点弹道中由气体压力波产生的效应。来自火炮的爆炸最普遍的性质是当火炮射击时由喷入大气的高压发射药气体产生的噪声。靠近火炮，爆炸可能非常强烈，以致引起听力损坏，在极端情况下，可能致伤肺和其他软组织。由装药弹产生的终点弹道爆炸效应将在第五章讨论。

对于军用武器及其使用来说，炮口爆炸的问题一般都受

到限制。炮手遭到强烈爆炸噪声的影响，常常超过140dB，引起听力损坏。在激烈爆炸或反复射击的情况下，为避免听力暂时损伤或永久性损坏，通常使用一些听力保护器。使用手持反坦克无后坐力炮时，强烈的爆炸声是特别严重的问题，因为来自炮尾的爆炸特别严重，而射手为了瞄准武器又不得不靠近炮管。在这种情况下，不仅能听到爆炸，而且当它以风的形式冲击身体时还能感觉到。应预先考虑到发射时强烈的爆炸给战士造成的伤害，如果不经过全面的训练，战士可能明显地降低他有效使用火炮的能力。

进一步讲，爆炸噪声在军事武器中是不希望有的，因为它会向敌人暴露火炮的位置。大多数火炮都发射超音速弹丸，所以即使火炮在操作中实际上是无声的，但由于弹丸在飞行过程中产生冲击波，所以射击时多半都能听到。然而炮口爆炸的任何减小都有助于避免对射击阵地的辨别。

炮口爆炸有两种主要来源：爆炸冲击波和爆炸闪光。随着弹丸排出炮口，高压发射药气体的突然释放必然产生爆炸冲击波。爆炸闪光是在二次闪光中由迅速放热和跟着发生的气体膨胀产生的；在大口径炮中，它是最突出的，可能占射击时总噪声的一半。这两种类型的爆炸，在炮口附近造成气体和空气压力的上升。在爆炸冲击的情况下，超压以冲击波的形式向外传播，当运行时，压力产生一个突跃增加。爆炸闪光类似于强烈噪声，并伴有总压力的增长。接近炮口，超压非常大，进一步远离时，便迅速下降到安全水平。炮手和轻武器射手常常戴上护耳器，以预防超过大气压力0.2%的超压对他们可能造成的听力损害。

弹丸和炮口气流的运动将同由湍流和闪光引起的压力进

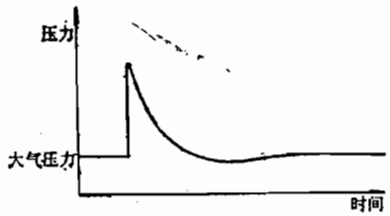


图3-10　理想化的冲击波曲线

一步振荡一起产生一系列的冲击波。这些压力的变化可以用灵敏度高的压力计监测，可是必须注意保证它们的设计和排列方向不改变气流形状，否则将会产生测量错误。

爆炸声音和噪声的强度可以用分贝来度量，分贝值与声音产生的超压和标准压力2×10^{-5}Pa有关，其中1Pa等于$1N/m^2$。分贝的强度由下式给出：

$$dB=20\log_{10}\frac{p_1}{p_0}$$

式中p_0是标准压力。

例如，求0.2个大气压超压的近似强度，当1个大气压近似等于1×10^5Pa时，那么0.2个大气压近似等于2×10^4Pa。

$$强度=20\log_{10}\frac{2\times10^4}{2\times10^{-5}}$$

$$=20\log_{10}10^9$$

$$强度=180dB$$

来自小口径炮的爆炸冲击波，可以用加在炮口上的消声器来抑制。消声器不可能全部抑制一个武器的爆炸冲击波，只能减弱炮口爆炸的强度；所以消声器常常叫做减声器。在消声器中普遍采用三种方法来抑制爆炸，如下图所示。在消

表3-1　用大气压表示超压同用分贝表示声音强度的关系表（标准压力2×10^{-6}Pa）

强度，以dB表示	超压，以大气压表示
100	0.00002（约）
120	0.0002
140	0.002
160	0.02
180	0.2
200	2

声器设计中，可以结合这些爆炸抑制方法。

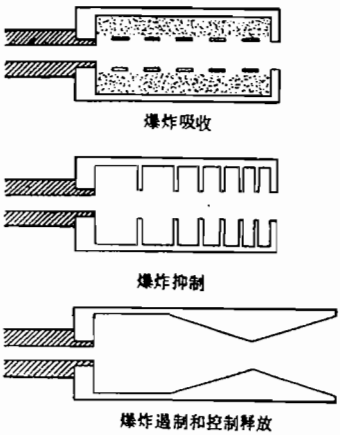


图3-11　爆炸抑制方法

在大口径武器中，抑制爆炸冲击波的消声器需要的尺寸可能大得无法实现。虽然爆炸冲击不可避免，但来自大口径炮的爆炸闪光还是可以通过安装闪光抑制器或是在发射药中

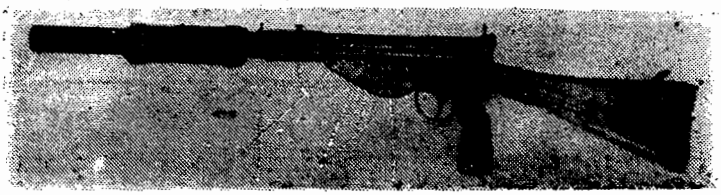


图3-12　装有消声器的9mm口径机枪

加入闪光抑制剂来抑制。通常，多数爆炸都是指向发射药气体运动的方向的，所以射手遭受爆炸的伤害相对小些。如果安装炮口制退器，那么一些发射药气体和它们产生的爆炸就将向侧面和向后偏转，这样，射手受到的爆炸就很强。

控制火炮爆炸可能给听力造成损伤的程度还没有明确的标准。虽然已经提出过建议，但是所建议的听力安全极限随推荐委员会的意见而变。当评定来自火炮爆炸引起听力损害的可能性时，考虑有6个主要因素：

1.在耳朵上的峰值超压；

2.强烈爆炸的有效持续时间；

3.爆炸噪声的频率范围；

4.使用的护耳器；

5.反复暴露在爆炸之中；

6.人员对爆炸的敏感性。

爆炸的有效持续时间可以用许多方法表示。例如，它可以被定义为从压力开始上升到超压降到永远低于十分之一峰值压力水平时刻所需的时间。耳朵的敏感频率范围大约是1000Hz到600Hz；在此区域内，激烈的噪声趋于造成损坏，而首先受到损伤的是降低了听力在这个区域内的敏感性。在敏感范围慢慢失去听力常常不被注意，因为多数声音在清晰度

上的减弱常常被在其它频率上能够连续听到的声音所掩盖。适当使用护耳器，可以明显地降低爆炸噪声在耳膜上的有效强度达35dB。在多数情况下，它能起到保护听力的作用。主要的例外是无后坐力炮和坦克炮，在无后坐力炮和坦克炮中，激烈的爆炸效应和战勤人员非常靠近火炮，有时可能导致爆炸程度超过185dB；在这种情况下，需采用特殊的听力保护装置。如果配备合适，护耳器和耳塞一般都很有效，可防护15到25dB。人耳通常能承受短暂的超过150dB的一次爆炸，但重复暴露，即使是低量级的爆炸，也能引起永久性的听力损伤。对重复射击次数和射击周期的限制取决于被环境复杂化的若干因素，因火炮将在该环境中使用。例如，发射一门反坦克无后坐力火箭发射器，如果没有护耳装置，每天多于一次，不久就将引起听力损伤，而战场上的战士，对同样的火炮，一天里可以发射许多次而仍然不会受到永久性听力损伤，因为他以后可能永远不再发射这样的火炮了。对爆炸噪声的忍耐力，人与人之间具有相当大的差别，所以应注意确保在各种情况下采用适当的防护，以保护最易遭受损害的听力。

§3.6 后 坐

后坐是指火炮给于弹丸和发射药气体向前运动时在反作用力下的向后运动。弹丸和气体获得向前动量的同时，火炮获得一个相等的向后的动量。火炮的后坐速度比炮口速度小，不过由于火炮相当重，所以为使它停止运动需要相当大的制动作用。轻武器的后坐一般是允许的，但是对于较大的武器，

后坐可能是个严重的问题。

一般说来，当弹丸脱离炮口时，火炮将获得大约最终后坐能量的一半，剩余的一半后坐能是由于气流迅速喷出炮口的反作用而获得。换句话说，大部分气流由于火炮制退器而向后偏转，于是产生一个向前的推力，部分地抵消了火炮的后坐运动。

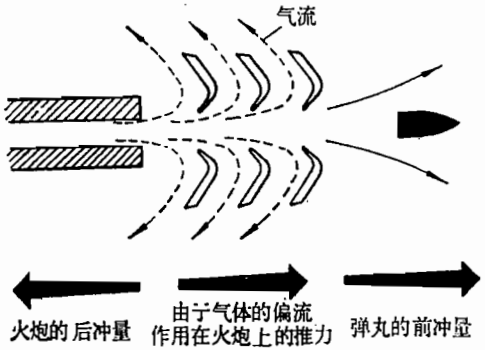


图3-13　炮口制退器原理

虽然炮口制退器复杂且昂贵，而且还会如前所述地那样损伤听力，但是有效的炮口制退器能够减小后坐达50%以上。实际的炮口制退器，由于某些气流向侧偏转而不是向后，故减小后坐只有大约25%。

可把炮口制退器设计成使气体主要向上偏转，例如，控制炮口向上突跃的潜艇炮。炮口制退器的主要缺点是提高了损害射手的爆炸噪声。其次是使身管前端受到过应力的影响。一般说来，安装有炮口制退器的火炮不能使用脱壳弹药，这是因为在炮口处复杂的气流将与正在抛掉的软壳发生干扰，从而降低射击精度。此外，软壳还非常可能与炮口制退器碰撞。

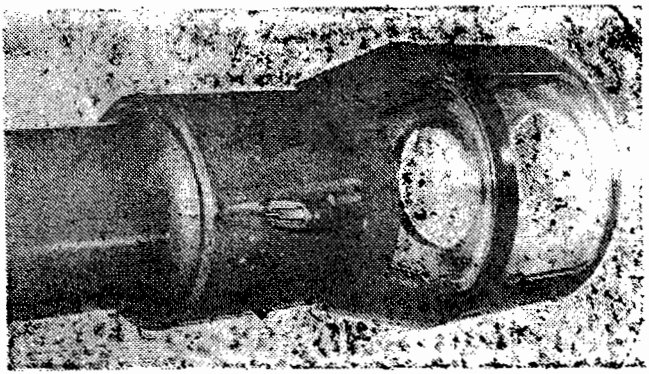


图3-14　英国配备105mm轻型火炮上的炮口制退器

§3.7　中间弹道学的困境

有如此多的变量使中间弹道学的客观研究变得复杂化了，以致它决不能成为一门严密的科学。的确，它可能是给火炮和弹药设计工作者造成相当大困难的一个领域。这一章已涉及到作为影响设计的已经分开的理论和经验方法。然而，这终归不是预测中间弹道性能的严谨方法。所以，为评定每一个新的设计，实际的试验仍然是必要的。

自测验题

1. 火炮发射时产生的冲击波的名字。
2. 炮口气流将对弹丸产生什么效应？
3. 冲击波的最小速度是什么？
4. 来自线膛枪炮的闪光你认为可能有哪几种？

5.哪种类型的爆炸不会由轻武器产生？

6.如果在火炮附近记录的是0.08个大气超压，而标准压力是2×10^5Pa，那么相应点的爆炸声压是多少？

7.为什么火炮反冲的动量大于给予弹丸向前的动量？

第四章　外弹道学——第一部分

§4.1　基　础

当弹丸一经脱离火炮和喷出的气体的影响进入飞行状态，便是外弹道的开始。有很多因素影响弹的运动，一些与弹本身有关，而另一些因素则是与弹体周围的空气有关。在讨论的问题中，弹的特性是指质量，弹径、头部形状和自旋速度，而与大气有关的是空气的密度、温度、压力和粘性。在弹的设计时最先考虑的是射击精度，因此必须采取稳定装置。为此最常见的两种方案是旋转稳定和尾翼稳定。如果弹自旋，回转作用与空气动力的影响相互作用导致弹斜向偏移。对远射程来说，另一重要的影响是地球的自转。我们在后面将详细地考虑这些因素。现在首先研究只有重力的影响对外弹道进行研究，也就是说假设在真空中射击。

§4.2　在真空中运动

设弹丸的初速V（m/s）、射角θ，按牛顿第一运动定律可知，运动着的物体在不受外力作用下，保持匀速（V）直线运动，因此，在不考虑重力和其他力的情况下弹将保持初始的方向以初速运动，如图4-1，但这里有外力，来自地球重力场中的重力。这重力的作用使弹有一指向地心的加速度g（m/s²）。g随离开地球的高度而变化，但在近程武器中

如轻武器和野战炮，可以假设重力场是均匀的，重力加速度取常值9.81m/s²。

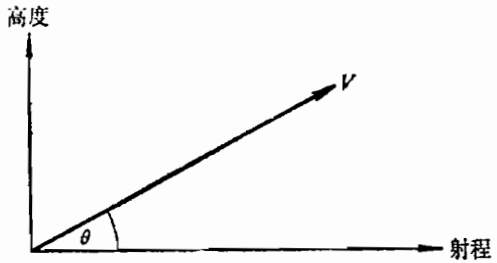


图4-1　无外界影响下弹丸的运动

图4-2所示为有重力作用的情况

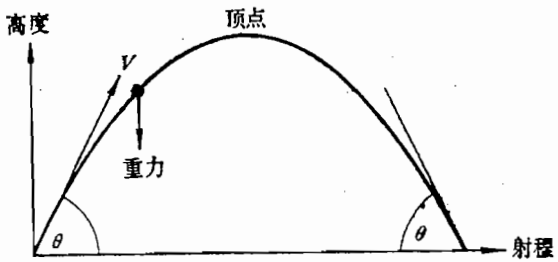


图4-2　重力作用下弹的运动

“真空中”弹道特点是：

1.弹道对通过弹道顶点的垂线对称；而且弹沿抛物线运动。

2.整个弹道曲线包含在含有射线在内的铅垂平面内。

3.射程随炮口初速的增加和射角θ在45°内的加大而增加。对于给定的初速，θ为45°时获得的射程最大。

4.θ增加到大于45°，射程减小，θ=90°射程为零，在这种情况下，达到最大射高，弹的飞行时间最大。

5.终点的撞击速度等于起点炮口的速度，终点的角度等于起点的射角，速度在弹道顶点时最小。

6.弹道*与弹本身特性完全无关，因为空气阻力为零。

尽管在“真空中”飞行的理论相当简单，而真实弹道研究包含的数学要复杂的多。但值得注意的是，对大部分在地球大气层影响之外的弹道，“真空中”的理论是相当精确的，如对洲际导弹和初速度小于250m/s的迫击炮。

§4.3 空气阻力

头部阻力

弹在空气中运动时，空气被排开。排开这些空气所需要的能量引起弹的初始动能不断的损耗，这种能量的损耗作用称为阻力，从而导致弹速连续的减小。在弹体前面瞬间产生的空气的压缩，作为一种压力波向周围的空气传播。依次引起一种扰动，这种扰动以声速在空气中传播，因为声波本身就是一种空气的扰动。当弹速低于声速即大约低于340m/s传播时，扰动的传播快于弹的运动，因此扰动从弹前面向外扩散，如图4-3所示。

压缩波的产生使弹产生“头部阻力”。在超音速范围内，头部阻力的作用最大。当弹的飞行速度大于声速时，即弹的运动快于扰动的传播时，扰动不可能直接从弹前面逸

* 弹道是弹丸重力中心所走的轨迹.

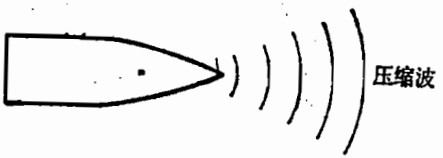


图4-3 超音速时的冲击波

散。其结果是压缩波聚集，并且在弹体头部形成激波，如图4-4所示。

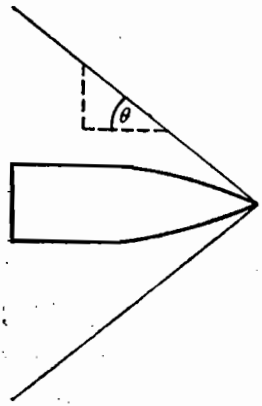


图4-4 超音速时的激波

激波

激波的性质值得较详细讨论。通常，产生的圆锥形激波有一角度θ，$\sin\theta=1/Ma$。Ma是马赫数，其定义为弹的飞行速度除以当时的声速a，即是$Ma=v/a$。

下表显示了激波锥角随马赫数的增大而迅速减小的一些典型的值。在超高音速范围内，即马赫数大于5（$Ma>5$）激波几乎成弹头形状。带有锋锐边缘或尖顶

Ma	1	1.5	2	3	10
θ（度）	90	42	30	19	<6

的物体，激波通常在其顶部产生，所以激波是附着在物体的尖顶部的。

如果物体是钝头的或大角度的，则激波在其前面形成，所以激波是与物体分离的。

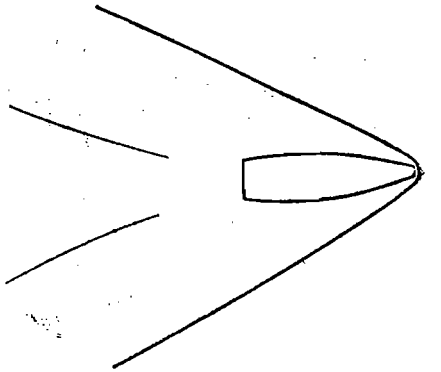


图4-5　7.62mm枪弹的X光照片

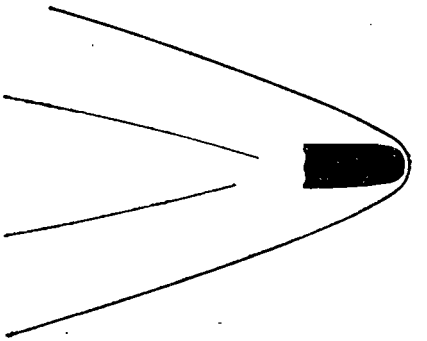


图4-6　高阻力训练弹的X光照片

物体越钝激波阻力越大，并且对物体的阻滞力越大。这种情况在宇宙飞行器上显得最明显，它的突出部有一尖拱的或锥形罩，重返大气层以前把罩抛掉露出钝形的头部，以此来消耗过高的热能和给出必要的阻力。

因为我们讨论的是有限长的物体超音速飞行，产生的扰动必定也是有限的，因此头部和尾部的冲击作用使头部和尾部的激波同时产生，这一对冲击波构成“声震”。从枪弹和

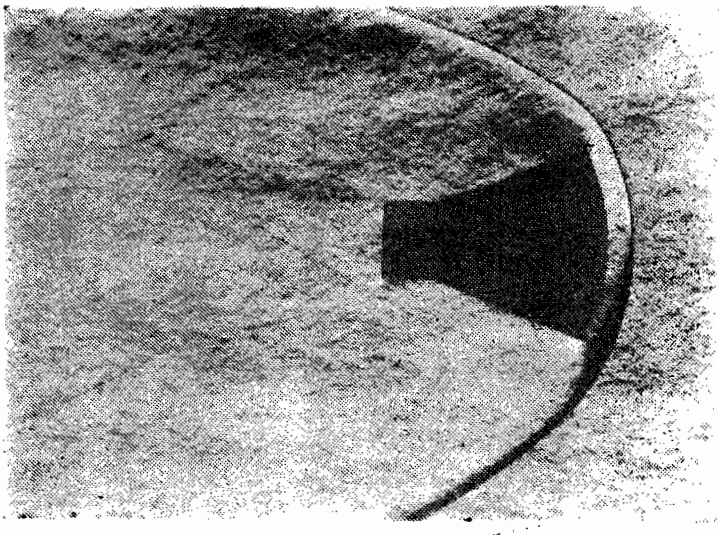


图4-7　显示空间再入模型脱体激波的X光照片

炮弹及超音速飞机如“协和式”飞机我们能听到这种“声震”。

底部阻力

从上面X光照片很清楚显示在弹体的后部有一较强的湍流。这湍流称为尾流，引起另一种阻力，称为“底部阻力”，产生的原因是弹的后面流动的空气不能足够快地复原，来填补弹后的空间。因而在弹的后面迅速地产生一低压区，其结果是一真空或负压的效果成为一种对运动的阻力形式。图4-8说明了底部阻力的效应。

表面摩擦阻力

另一种对运动的阻力是空气对弹的表面粘滞作用引起的，称为“表面摩擦阻力”。其作用原理基本上是弹表面上的空气层与弹等速运动，而相邻层的空气运动稍慢，以此向

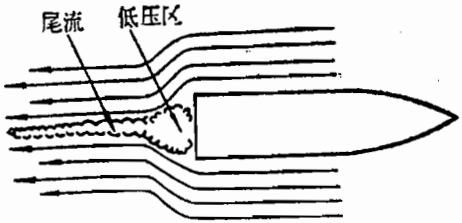


图4-8 底部阻力

外递推。摩擦阻力对大多数弹来说一般较小，但对较大的导弹则作用变得很重要，在火箭的计算中必须加以考虑。光滑的和经过抛光的表面有助于降低摩擦阻力。那些粘滞力作用在其上的表面称为“边界层”。

其他阻力

最后一种阻力称为“其他阻力”，来自于弹体表面凹凸不平，通过消除不必要的凸块可以使这阻力减小到最小，通常只有弹带是难以避免的，这些必须谨慎设计。

概括起来空气阻力对弹丸影响各组成部分为：

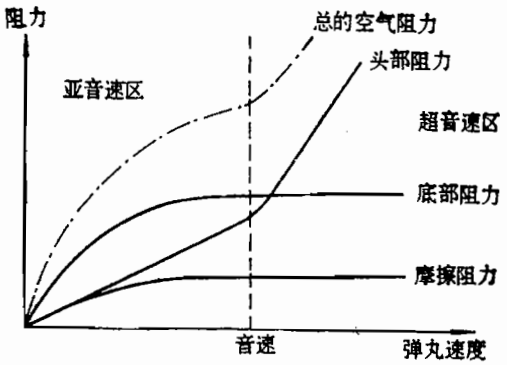


图4-9 空气阻力

1.头部阻力

2.底部阻力

3.表面摩擦阻力

4.其他阻力

图4-9表示了传统的弹受到三种空气阻力的三个主要部分与弹速的关系。

阻力的变化

当速度增加时，头部阻力均匀地增加，值得注意的是接近声速时急剧地增加。在超音速区阻力以较高的速率增大，而且持续一段时间然后逐渐减小。底部阻力随速度增加而增加，直至速度达到声速，然后维持常量不变。这是因为弹丸达到声速时，弹体后面空气的压力趋于零，但不会绝对为零，速度的任意增加，对压力的影响作用很小。摩擦阻力的作用通常是其中最小的，但运动初期对细长形弹丸来说也可能比较大。

跨音速区这一阶段很值得一提。在声速的附近有一个区，在这一区内，弹丸的运动是难以预测的，因为空气阻力的变化极其迅速。请注意前面的图4-9，特别是头部阻力。在跨音速区，可能是因为风的影响，弹丸速度的一个很小的变化，就引起空气阻力显著的变化。弹丸进入跨音速区时使弹丸是稳定的，这点很重要，因为弹丸刚出膛时，弹丸都不稳定，所以我们不希望使用这样的装药，它只使弹丸的初速只稍大于声速。为此，如果可能，设计者尽量避免弹丸的初速在声速的范围内。

空气中实际弹道的形状

空气阻力的主要作用是阻碍弹丸的飞行，无论是升弧段

还是降弧段，两部分弹道都不同于图4-2所示的真空中的弹道。空气阻力可以被认为是一个以弹丸运动速度相反方向的力作用于弹丸上。对于真空中的弹道，弹丸速度的垂直分量受重力作用而受影响，而速度的水平分量是常数。

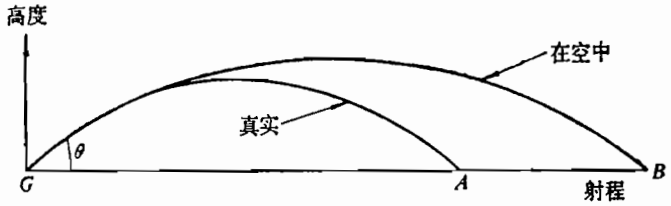


图4-10　实际和真空弹道

图4-10表示了同一种弹丸在相同条件下，真空中弹道和空气中实际弹道情况。在空气中，弹道升弧段在空气阻力与重力作用下，速度的垂直分量很快减小到零。初速的水平分量也受空气阻力而减小。

当弹下落过程中，空气阻力与重力相反，因此下落的时间比上升的时间长。所有的影响概括如下：

1.弹道不再对称，弹道顶点位置与炮位相比更靠近弹着点。

2.顶点的高度低于真空中弹道顶点的高度。

3.终点落角比射角大。

4.终点落速小于初速。

5.弹丸的阻力系数越小，A点越靠近B点。

在研究阻力系数以前，我们考察下表所示的结果，由于大气的作用，使真空理论中弹道最大射程发生了变化。

表4-1　空气阻力对某些弹的影响

弹的类型	初　速 m/s	最大射程	
		真空中	空气中
300mm迫炮	396	16km	11km
155mmFH70火炮	700	49km	24km
7.62mm半自动步枪	840	70km	4km

阻力系数

阻力系数是对特定弹丸弹道特性的一种方便表示方法。我们知道空气阻力能被分解为许多部分，通常总的阻力可以表示为：

$$\text{阻力}=\frac{1}{2}\rho V^2 A C_D$$

这里ρ是空气密度，V是弹速，A是以弹径为基准的横截面积，C_D是阻力系数，C_D的值在0到2之间，依赖于弹的流线形化程度和它的飞行高度。具有代表性弹丸的外形，C_D取值0.3，而对钝形物体像教练弹，$C_D=0.8$。一般来说C_D值愈小，速度随射程的增加而下降的也越小。必须记住，速度低于300m/s或高于1500m/s，C_D是一常量。当C_D是常量时，意思是飞行过程中，阻力正比于V^2。速度在300m/s～1500m/s之间的C_D变化，以后将要讨论。近几年在描述弹在弹道上飞行的能力或与另一弹道相比较时常常提到“弹道系数”。标准的弹道系数定义为$C_0=W/K_0 d^2$，其中W是弹丸重量，单位是磅，K_0是根据弹的外形和稳定性而作的修正项，它的值是整数，d是弹径，单位是英寸。实际中，对合理有用的弹C_0取值在2～3之间。我们知道，对相同的初

速，如果 W/d^2 比值增加，弹飞得更远。C_0 的值与专门的 $P(V)$ 表一起使用，用来描述不同速度下特定弹形的阻力。然而为与现代空气动力学所用的术语一致，我们现在使用 C_D。

§4.4 弹丸的形状

在飞行中弹所受到的空气阻力取决于弹的形状，特别重要的部分是头部和底部的形状。

弹头弧形曲率半径

第一次世界大战以前，弹的头部形状通常是一简单的蛋形体。在图4-1 AC 是以 O 为圆心的一段圆弧。如果 $OA=n\times AB$，则弹称为 $nc.r.h.$（弹头弧形曲率半径）。一般 n 取 2。现代的弹通常有各不相同的形状，头部更尖。C 点先确定，而 A 与 C 之间的实际弧线是以某点为圆心较长的半径而作的圆弧。

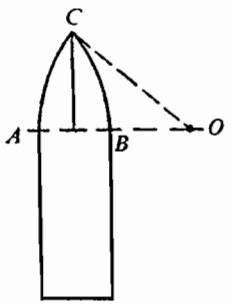


图4-11 弹头弧形曲率半径

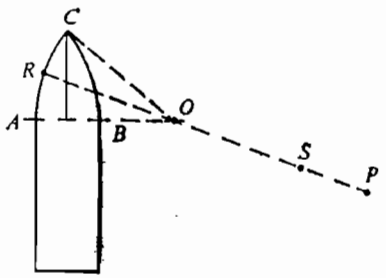


图4-12 弹头部分弧形曲率半径

AC 被 R 点二等分，线 RO 是沿 P 点方向作的。曲率中心 S 在 OP 上选取，以 S 为圆心作半径为 SA 的圆弧 AC，正是以

这头部的半弧形来定义的。这种头部为分数型。于是5/10（crh）表示这样一个弹的头部，长度相当于5倍的弹径而曲率半径是10倍的弹径，即SA是10倍的弹径。

底部的船尾形化

空气阻力对高速飞行的弹丸的射程和飞行性能产生严重的影响，所以希望设计的弹丸有最小的阻力。但这就会产生别的问题，例如稳定性不好。在大多数设计中有必要采取“折衷选择”。低于声速时，弹的底部阻力和表面摩擦阻力是阻力的主要部分。为减小底部阻力，常采用船尾形状。船尾形通常是长为1/2～3/4弹径的截锥形，通过空气在底部能产生的绕流，从而减小尾流的压差。

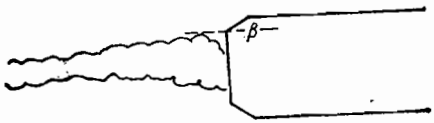


图4-13　船形弹尾设计

β角的最佳值大约是7.5°。最近一些新的外形被证明其底部阻力和跨音速区的气动稳定性都比锥形更好。这种弹的形状是由相对于圆柱形弹体有一角度的薄片安装在弹体的底部而形成方形或三角形底部。试验表明，相同的重量和相同的初速条件下，船尾形弹丸的射程比平底弹丸大得多。在亚音速区，船尾形毫无疑问是有效的，事实上，早先这种设计用来改进亚音速远射程机枪的性能。然而，关于它在超音速区，它的效果存在不同的争议。实验报告表明，弹丸超音速飞行时，尾流损耗的增加引起飞行性能的降低。我们知

道，由于制造工艺上的问题，船尾形弹也有缺点，即对炮管的冲刷烧蚀较大。但另一方面也证明了由于采用船尾形而产生的效果使射程显著增大。对于很多超音速弹丸也都采用这种方法，而至今对这种方法的使用的理论还没有完善。

头部形状

超音速区，通过适当光滑其头部，头部阻力能显著地减小，图4-15显示了在亚音速区，阻力系数C_D与速度增加之间的关系：对于三种不同形状的弹头。超音速区的底部阻力和表面摩擦阻力部分与亚音速区相似，但弹丸形状对头部阻力有很大影响。当大小尺寸为已知时，采用数学方法来计算出弹丸达到最小阻力时的形状。

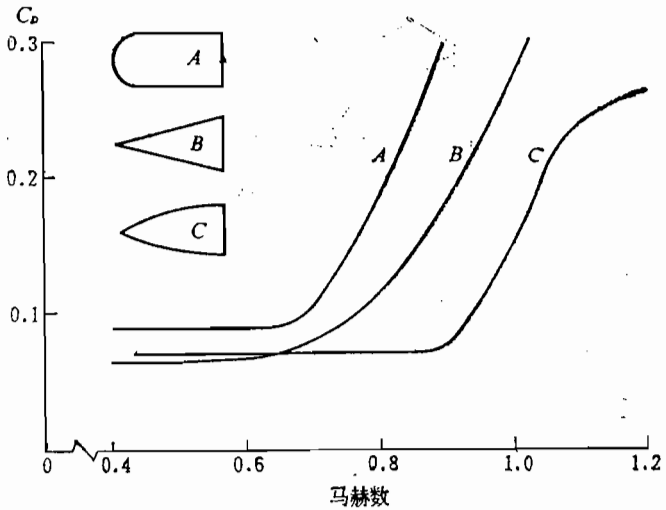


图4-14 在超音速范围内对不同头部形状的弹C_D随速度的变化

一般来说，在超音速区弹头越长，头部阻力越小。自旋

稳定的弹丸总长在4.5～6倍的弹径之间，而头部长度为2.7～4倍的弹径，然而必须指出，由于许多技术上的理由，总长一般限制在5倍的弹径以内。只有因战术上的原因绝对要求特殊的细长弹才会超过这个值。图4-15说明了阻力系数C_D在很高的速度下与速度的关系，对两个不同的物体，图4-16表示了对一种典型的弹，C_D随速度的变化关系。

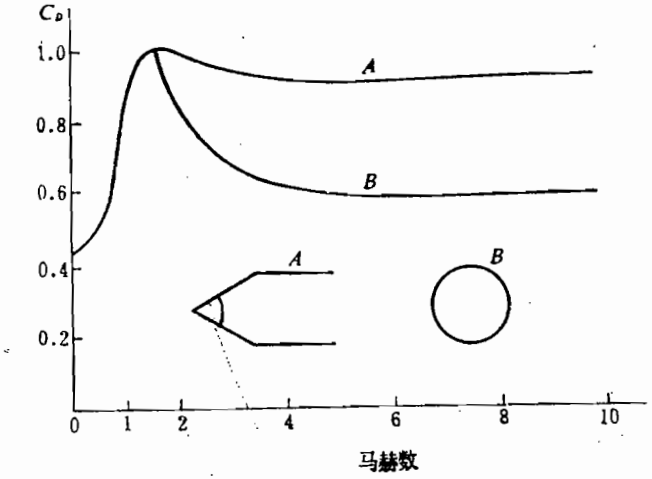


图4-15 关于两种不同形状弹丸C_D随速度的变化

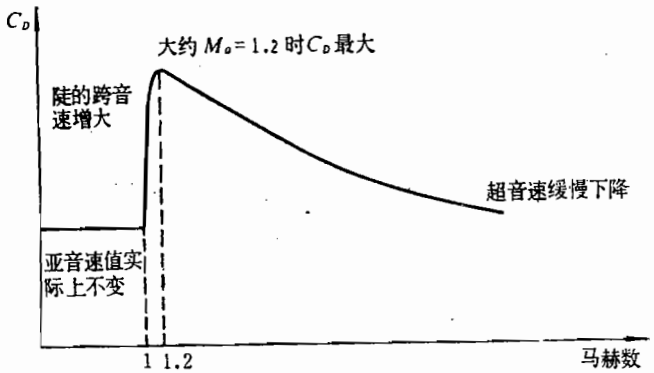


图4-16 一种典型弹C_D随速度的变化

底部排气

减小阻力的一种特殊方法，特别是对较大的弹丸，是采用“底部排气”。这过程包括燃烧少量的装在弹尾部内的火药。火药在低压下燃烧，并且在尾部排气，以此来增加弹后的压力，这种方法能减小底部阻力达50%，射程增加10%～30%，下图说明了120mm试验弹底部排气而产生的显著效果。

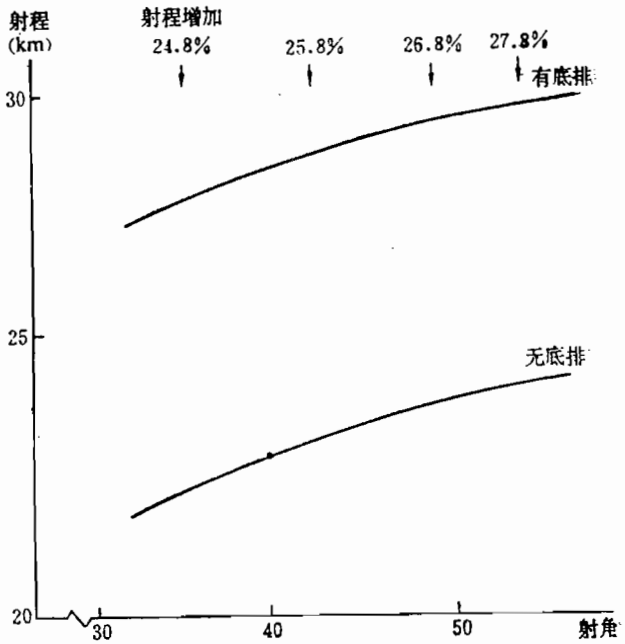


图4-17　底部排气对射程的效应

进一步改进的底部排气是“外部燃烧”，通常从弹尾边缘的孔喷出气体。

偏角(章动角)

一般弹从膛中发射时，它的轴线不完全精确地沿着轨道——质心的轨迹。弹丸轴线与轨道切线之间的夹角被称为偏角。

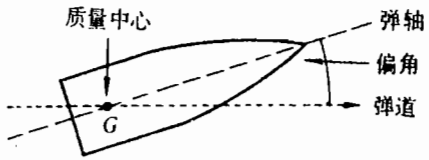


图4-18 偏角

阻力，侧向风力和倾覆力矩（翻倒力矩）

作用在弹上受偏角影响并取决于偏角大小的两种主要的气动力是阻力和侧向风力。

阻力沿轨道方向阻碍弹丸的运动，它随偏角大小而变。正常飞行时弹丸不可避免地产生轻微的偏航，尽管很小，但阻力显著增加。如果偏角设计得较大，产生偏斜或碰上大密度的介质（如水）其阻力将显著增加。例如在空气中超音速弹丸的偏角达90°，它的阻力一般将成百倍地增加。

侧风力和翼产生的升力相似，这力垂直地作用在弹道上，即沿偏航方向。偏航角为零，侧风力也为零。正常飞行时，在被限制的偏角范围内，侧风力随偏角增加而增大，在极限偏角时侧风力减小。

这两种力几乎都是作用在弹丸轴线的同一点上，这点称为压心。由于弹的动力学特性随速度和飞行高度而变化，因

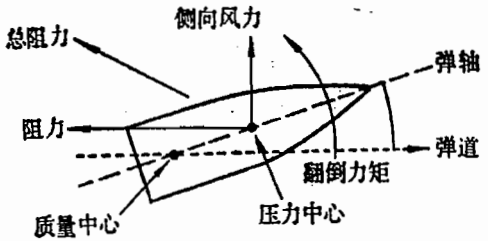


图4-19　翻倒力矩

此压心的位置也是变的。对所有老式的弹丸，压心和质心不重合，因此合力产生一个取决于偏角的翻转力矩。下面将会说明，尾翼稳定弹丸正是靠这种翻转力矩来保持稳定的，而对没有采用自旋稳定的非尾翼弹，这种翻转力矩将使它们翻斤斗。

§4.5　稳定的方式

尾翼稳定

很早以来，人们开始注意确保从开始到整个飞行过程中弹丸的稳定性问题。箭和标枪可能是曾使用过的最早的细长形弹丸，不久人们认识到保持弹的飞行稳定最好的办法是使它的质心移向头部。后来又增加了尾翼。



图4-20　箭的稳定

如图4-20，G是箭的质心，如果箭偏航，开始斜向运动，由于尾部的面积较大，结果空气压力作用通过P点——靠近尾部的压心。使箭绕G点，转向回到弹道方向上。只要压心在质心的后面，弹丸将保持头部朝前飞行，这种形式的稳定称为静态稳定。尾翼稳定应用于航空炸弹、迫击炮弹、火箭弹和尾翼稳定脱壳穿甲弹。尾翼装在弹尾以增加质心后面的迎风面积。用这种方法，P点必然在G的后面，使弹在平衡状态下飞行。当然尾翼也有它的缺点。它增加了风力的影响：在推进剂开始燃烧火箭飞行开始加速的情况下，这种影响特别重要。低强度的风力和发动机的推力导致火箭转向风的方向。在强风情况下，要经得起这种作用是有困难的，当有较长的燃烧过程时，这便是引起无控火箭较大散布的主要根源。

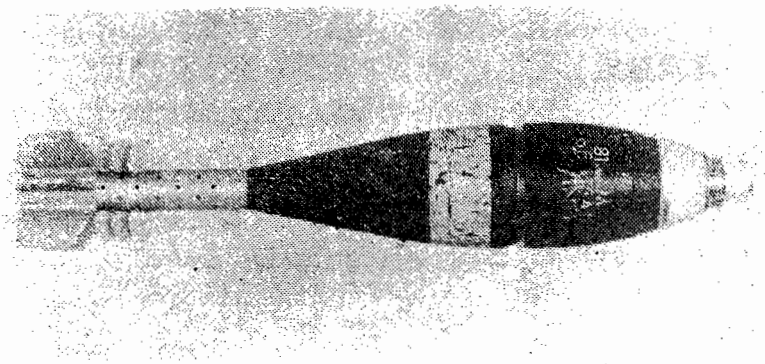


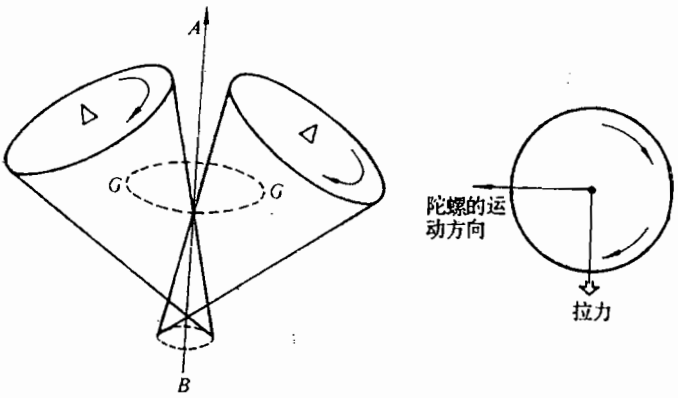
图4-21　英国81mm迫击炮弹

自旋稳定：急螺稳定

为经得起很高的膛压，弹体必须有足够的强度，所以弹既厚又重。我们知道，为减小阻力必须采用尖状和流线形头

部。这两种因素使现代的弹丸的质心靠近尾部，而压心靠近头部。然而如上边所讨论的这种情况下弹不稳定。只有通过高速旋转产生使弹丸有足够的回转力才能使这种弹得到动态稳定。最简单的回转形式被认为是重的陀螺。一般经验是陀螺如果静止，不能直立；如果自旋运动足够快，不但能保持直立，而且能反抗任何推偏它的作用力。

图 4-22 从两个角度描述了陀螺的自旋。像被画出的陀螺有翻倒的倾向。其实它不会翻倒而作圆周运动，也就是说，它绕轴AB作进动，进动可以认为是重心作圆周形的偏航运动，运动轨迹呈减小的螺旋形。如果试图在图4-22（b）所示方向推陀螺的顶部，它将反抗这种推力。它将沿如图所示的方向运动。



（a）陀螺的侧视图　　（b）陀螺的正视图

图4-22　陀螺运动

另一种被观察到的陀螺运动是章动，这是沿玫瑰花形的小圆转动，飞行中的弹与此相关的运动如图4-23中所示。

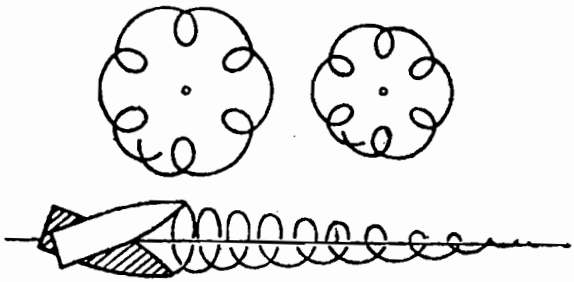


图4-23　自旋弹丸的进动和章动

章动和进动被弹自旋迅速地减弱，飞行很短的距离后弹便稳定了。短而粗的陀螺自旋比长而细的更容易，自旋时随机扰动对它的影响更小。对旋转弹稳定性的判断与陀螺一样，换句话说，大口径而不太长的弹，通过膛线给予的自旋使弹的飞行变得很稳定。火箭通常是长而细的，仅通过自旋使它稳定正象铅笔让它绕笔尖自旋保持直立向上一样，需要很高的自旋速度。事实上，实验表明一旦弹长超过7倍的口径，仅靠自旋不能保持其稳定，不论自旋的速度有多大。这意味着火箭尾翼稳定是一种更容易做到的稳定方法；尽管对外形合理的火箭还给予了慢速的自旋。

过稳定和低稳定自旋弹

弹必须有合适的进动速度(参考本章第二部分)，必须保持它的头部顶点总是沿着弹道方向。弹进动速率取决于弹的重力分布、它的形状以及重心的位置。而最重要的因素是与向前的速度相关的自旋速度和空气压力的影响。再参考陀螺，如果高速自旋，则进动慢；自旋速度降低时，进动则越来越快。绕质心运动的弹有相同的效果。如果弹自旋速度过高则进动太慢，其结果是弹不会有足够的倾斜以保持和降弧段

弹道的吻合，会发生弹尾着地。超射程的小的枪弹是这种情况，我们说这是过稳定。相反，自旋速率太低则进动太快，其效果是弹的向下倾斜快于下降轨道，弹由于过大的偏航而降落。射程损失太大，这种情况是低稳定。尖锐的回转噪声是低稳定弹飞行的特点。

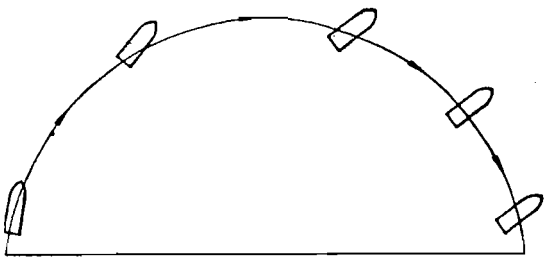


图4-24　过稳定弹

§4.6　偏　流

定义

与火炮给定的原始发射方向比较便会发现自旋弹丸有一侧向偏差。这侧向偏差被称为偏流。实际上这侧向偏差是由以下两部分产生的：

1.自旋弹的动力平衡引起的偏流。

2.地球自旋引起的偏流。

由动力平衡角引起的偏流

把以前对自旋陀螺的分析与自旋弹联系起来，我们得出这样的结论：自旋弹丸受力状态与陀螺的受力状态一致。我们知道，按图4-25所示的方向给一推力将导致如图所示的

运动。

对飞行中的弹作同样的分析，我们知道，纯粹的结果是弹头有绕轨道作进动的趋势。弹发射后不久，由于弹道切线降低，弹的垂直偏角增大。顺时针自旋弹，其结果是弹头向右运动，弹尾向左运动，如图4-26。

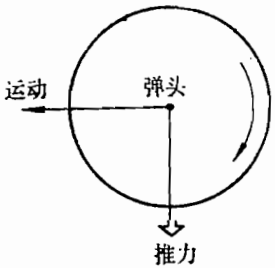


图4-25　回转力作用在自旋陀螺上

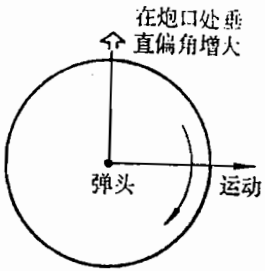


图4-26　自旋弹丸的尾视图：弹头向右运动

现在，空气压力有向右增大偏角的趋势，但回转效果反作用于这空气压力，弹头将产生向下运动，如图4-27。

还有，空气压力试图降低弹的高度，而回转作用使弹向左运动，如图4-28。

按这种方法继续下去，很容易看出最终结果是弹丸头部势必绕弹道的进动，然而当这情况发生，弹道便发生偏斜。一定速度的顺时针自旋，进动和弹道的偏斜共同作用的结果，保持平均偏角为一常数。弹质心沿着弹道，弹头绕偏斜到右边的平均位置作玫瑰花形的章动。这偏向右边的平均偏角称为“动力平衡角”。同理，如果逆时针自旋则产生向左偏流。

我们能想象出迎面而来的气流，按平均来说在左边产生一高压，把弹推向右边，这是产生偏流的主要原因。为补偿

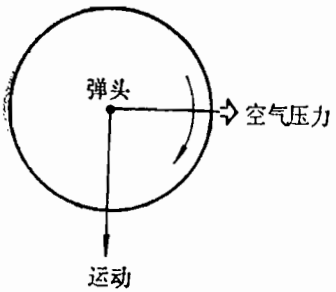


图4-27　自旋弹丸的尾视图：弹头向下运动

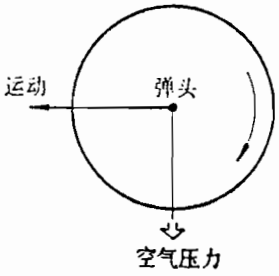


图4-28　自旋弹丸的尾视图：弹头向左运动

这作用而作的修正值通常在射表中给出。

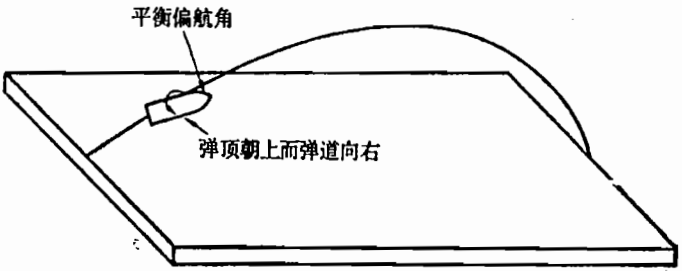


图4-29　平衡偏角

以很大射角发射的弹丸很可能在顶点不沿着弹道飞行并产生严重的后果：弹尾先着地、射程减小，并且明显地偏移到左边。

§4.7　马格努斯效应

作用在弹上的马格努斯力产生复杂的动力学效果，然而马格努斯效应的基本原理可以通过考察在空气中运动的旋转

球产生的效果来理解。

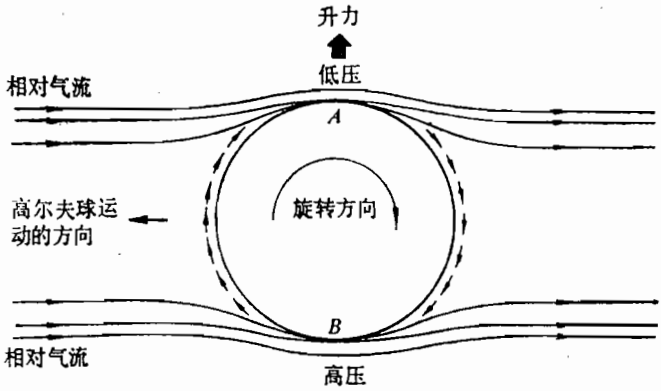


图4-30　马格努斯效应

图4-30表示一个旋转的球形弹。例如一个下旋的高尔夫球。球自旋时，由于空气和球表面存在摩擦，球将带动周围的空气转动，表面有凹槽的高尔夫球更增加了这种效果。由于存在以相反的方向运动的两种气流的汇合，在B点压力增加，正是这增大的压力把球由B推向A，由此产生的举力增加了球的飞行距离。在A点，两种气流以相同的方向运动不会使压力增加，同理也可以说明自旋的乒乓球为什么偏斜以及高尔夫球为什么左偏的现象。

实质上，弹飞行经历着同样的效果，因为一般地，所有弹的运动都偏向右边，有一种作用是从左向右吹在弹体上的风。另外，由于弹自旋而引起的周围的空气运动。为方便起见把图4-30看成从尾部看去的截面图，以一个向右的平均动力平衡角飞行的弹将受到一个平均向上的马格努斯力作用而增加其射程，马格努斯力也有使弹向左偏移的倾向，但这

种作用由使弹向右偏移的回转力所抵销。因为马格努斯力作用并不一定通过质心，所以在垂直平面内将可能有一马格努斯力矩，尽管与动力平衡角的效应相比马格努斯力的效应通常较小，马格努斯力矩对动态稳定还是有所贡献的，而且对自旋速率和偏航角敏感。有时马格努斯力作用很大，例如高射机枪几乎垂直向上射击时，轨道顶部的偏角越变越大，以致马格努斯效应变得很重要了，事实上弹向左偏移。

§4.8 气象条件

大气的特性

20km高度的大气组成基本为78%的氮气，21%氧气，其余的1%中含水、二氧化碳、氢和其他气体。在很高的高空气体发生分离，例如在10km处原子氧与较轻的气体分离，较轻的气体向上扩散进入更高层。

压力、温度、密度和粘滞性都随高度而变。这些大气物理特性的连续变化，影响空气阻力以致影响弹的射程。因为枪弹、炮弹和弹道导弹的弹道其顶点高度分别为50m、20km和600km，因此在飞行中弹要经历很不相同的环境，例如，海拔高度增加，空气密度减小，其结果是弹道变高，射程增大。如果导弹发射到大气层以上，那里空气阻力很小，它将射得更远，这在第二次世界大战期间德国人利用这个原理发射“V2”火箭，“V2”火箭曾达到大约50km的高度，几乎没有阻力。另一方面，正是空气的密度随高度的下降，引起某些航空器的性能限制，例如因缺乏上举力直升

飞机有一个最大的飞行高度。

在大气层中各种影响取决于飞行中的弹道位置，为描述弹道，弹丸飞经的空气可以分为许多层，重力因子由各层确定，重力因子不仅层与层之间变化而且从一个弹道到另一个弹道也各不相同。为了保证一定的精度，每一弹道的每一层有一重力因子，实际上这只是为在计算机上实现计算而作的。

很明显，定义标准大气对描述弹道是必不可少的，在标准大气条件而不是在一般条件下，使它满足稳定性计算和射程的估算。我们希望有这样一个标准的大气，接近于其条件的平均值，这种需要不仅是对弹道而且对航空飞行也是必要的，使用目前为此目的而制定的标准大气条件是方便的。今天最常用的标准大气条件也是国际民航组织（ICAO）采用的，另外一些标准大气条件，包括1962年和1976年美国标准，国际气象组织标准，国际标准化机构，ISO标准和1942年标准弹道标准，表4-2列出了一系列由大气表中给出的典型情况。

很有必要对气体基本的物理特性作出定义：

1.（密度（ρ）：单位体积中气体的质量。在海平面标准大气的密度ρ_0是1.23kg/m^3。

2.温度（T）：温度是对气体分子平均动能的量度。开尔文温标采用0K作为绝对零度，与摄氏温度有一差值。在美国的文献中，温度的绝对温标是兰金度，与华氏温度有一差值，他们的关系是：

$$°R = °F + 460$$

$$K = \frac{5}{9}°R$$

从表4-2可以注意到温度并不随高度而均匀地递减。

3.压强（p）：气体的压强和密度的关系通过理想气体方程表示，能写出如下形式：

$$p=\rho RT$$

其中R对于给定的气体它是常数，对空气R取值0.287kJ/kgK。我们注意到当温度保持不变时压强直接随密度增加而增加，反之亦然。

绝对粘滞度

气体的压强增大时气体变密。一般来说，流体状态即液体和气体，密度变大便成粘性的或者说粘滞性变大。很粘的流体的例子在日常生活中随处可见，如糖汁和油。液体和气体的粘滞性显著的不同点是：液体粘滞性只会随温度降低而增加，而气体的粘滞性随温度或压强或两者同时改变。事实上气体粘滞性随温度增加而增加。

动粘滞度

在弹道学和航空学中流体还有一重要的特性，称为动粘滞度，定义为：绝对粘滞度除以密度：

动粘滞度＝绝对粘滞度／密度

粘滞度一词常指动粘滞度。热天粘滞度的增加常被由于空气密度降低而使阻力减小的效果所抵销，因此射程一般是增加。

风的影响

风对某种弹的影响很大程度上取决于弹的发射情况，一般地，逆风阻碍弹的飞行，顺风有助于弹的飞行。从左向右的侧风使弹向右偏斜。反之亦然。旋转弹受到的影响不及尾翼弹如火箭那么大，因为它的侧风阻力小。风对火箭轨道影

表4-2　P，ρ，T和v随高度的变化

km	p/p_0	ρ/ρ_0	T/T_0	v/v_0
海平面	1	1	1	1
5.5	5×10^{-1}	5.7×10^{-1}	8.76×10^{-1}	1.58
11	2.25(−1)	3 (−1)	7.53(−1)	2.66
15.6	1 (−1)	1.4 (−1)	7.52(−1)	5.71
30	1.05(−2)	1.3 (−2)	7.89(−1)	6.7(1)
47	1.07(−3)	1.14(−3)	9.4 (−1)	8.4(2)
65	1.00(−4)	1.23(−4)	8.2 (−1)	7 (3)
79	1.05(−5)	1.67(−5)	6.3 (−1)	4 (4)
90	1.2 (−6)			

响很大，特别是以大发射角发射时，由于尾翼在火箭的尾部，如果是侧风吹在火箭的尾翼上，头部将转向迎风的方向。

空气中的声速（a）

空气中的声速可以直接用空气的温度来表示如下：

$$a=\sqrt{\gamma p/\rho}$$

由气体状态方程得：$p/\rho=RT$

因此：　$a=\sqrt{\gamma RT}$

其中γ是绝热指数，对于空气在大气压下$\gamma=1.404$，R也是一常数，对空气很早就给出了$R=0.287\text{kJ/kgK}$，如果弹的速度超过声速，成为超音速弹，从以上关系很明显看出声波的传播速度直接和空气的温度有关。

§4.9 地球的自转

处理大射程时地球自转的影响必须加以考虑。地球自转在赤道表面的速度大约是450m/s或1600km/h。乍一看这似乎是微不足道的，发射火炮、靶和大气以相同的速度一起运动，然而地球表面的运动不是直线的，因此在弹飞行的时候靶可能随地球转动而偏向一边，或偏上，或偏下。幸运的是地球的大小和自转速率是一定的，因此对地球表面上已知位置的发射点和靶，是可以用校正发射方向和射角来确保弹击中靶的。对于校正偏差更精确的方法超出了本书的范围，然而较充分地掌握这原理并不困难。

由于地球自转速率是常量，弹飞行期间地球转过的角度取决于弹飞行时间，并且偏差的程度随弹道射程的增大而增大。这种偏差对于大射程和长时间飞行的弹道是显著的。当然远射程意味着飞行时间长，因此对远射程的弹，特别是弹道导弹，这种偏离的影响非常严重。炮弹的偏差较小，20km的射程偏差可能达100m，这还取决于发射点的位置，相对靶的方位和飞行时间。在小于5km的射程内弹的偏移通常比弹着点本身的误差要小。这种由地球自转引起的偏差对轻武器来说很小可不加以考虑。

有三种可以加以区别的偏差形式，头两种影响弹的射程，第三种影响相对靶的方位。弹在赤道垂直向上发射时，第一种偏差最明显，由于在弹飞行时地球自转，因此弹的落点位于发射点的两边。

第二种偏差在考察同一纬度间的两点的弹道时能观察

到。沿地球自转方向向东发射，地球的自转使弹道变低变长，因此弹飞过了靶落到靶后某一距离。相反，向西发射，弹在靶前的一段距离上落下。另外，在适当的纬度弹沿着“大圆弧”运动，靶与地球等速转动时，同样的作用引起微小的弹道侧向偏差。

这两种偏差在赤道最大，向两极方向逐渐减小。他们对射程有相反的影响：前者对大发射角产生偏差；后者对小发射角产生偏差。一般发射角约为60°时，这两种偏差相等但方向相反，因此他们对射程的总影响为零。

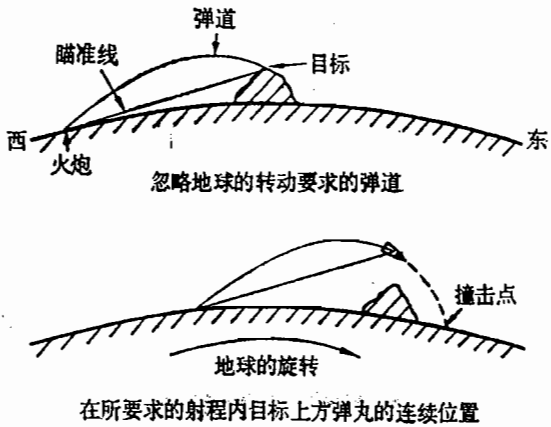


图4-31　按低发射角向东发射时射程的延伸

最后一种偏差我们考虑发射一横跨北极的弹，在弹飞行期间地球逆时针自转，以致弹在目标的右边着地。整个北半球这种偏差都是向右，朝赤道移动偏差减小，在赤道上为零。在南半球情况刚好相反，产生向左的偏差。

这三种偏差形式为附加的效果。关于火炮对方位和

发射角偏流修正需要的修正量在发射表中列出，以适应各种可能的轨道。

§4.10 火 箭

速度分析

在这一部分我们将考虑无控飞行火箭的基本特性，也就是说，火箭由发射架赋予它的射向。火箭由许多部分组成：头部设计成弹丸形，后部为火箭发动机，燃料和燃烧室。燃烧室与火炮的药室类似推进剂在其中燃烧。所谓推进系统是指从发动机的尾部高速排出燃烧产物，这些气体排出带有一定动量，根据牛顿第二运动定律，火箭喷出气体的动量变化率代表一种力，又根据牛顿第三定律，这力必须存在一与它方向相反的反作用力。正是这反作用力推动了火箭的运动。

火箭有用液体燃料的也有用固体燃料的。一般来说液体燃料火箭有很高的能量，而固体燃料火箭的生产较容易且容易控制，但输出能量较低。液体和固体燃料的优点将在专著中讨论。真空中火箭的最大速度取决于喷气的速度和发射前火箭的质量与燃烧完全后火箭的质量的比值。这个比值称为"质量比"。任一时刻的加速度取决于燃料消耗的速率、喷气的速度和火箭的剩余质量。当燃料全烧完时达到最大速度。火箭在大气层中发射时，这种论述只是近似正确。所有的外部作用必须加以考虑，就象处理弹丸一样。通常提高火箭的射程是通过选择燃料的组成以使喷气的速度和燃料燃烧的速度尽可能大，通过火箭设计使质量比尽可能大。然而火箭的设计还存在许多实际问题，比较好的设计考虑将在有关专著中给出。

火箭的精度和稳定性

与火炮相比无控飞行火箭的主要缺点是精度和稳定性较差。问题的主要原因是由于风的影响，推力的偏心以及燃料完全燃烧时的速度变化。火箭在刚离开发射架时运动较慢，侧风作用在稳定翼上的力很大，使火箭有转向风向的趋势。发射前的最后时刻要给出对风的修正以减小这种误差。火箭发动机的推力一定是沿火箭的轴线作用，如果它偏斜，它的作用就象舵一样使火箭偏离轨道。推力的偏心部分地被火箭的慢速自旋所克服。火箭推进剂燃烧速度的微小变化能导致燃料燃烧尽时火箭速度的显著变化，最终能影响火箭的射程精度。如果火箭的质心不在喷管的轴线上，误差还会增加。

无控飞行的火箭保持稳定有三种主要的方法：尾翼稳定、自旋稳定、尾翼和自旋相结合的稳定。为减小发射和推力偏心造成的误差需要大的尾翼，而为减小表面侧向风力造成的偏差需要小的尾翼。为达到最小的总偏差应选择最优的尾翼大小。火箭发射时给予慢速自旋，无控飞行火箭的这种运动有助于保持在垂直方向，水平方向和轴线方向上的稳定。大多数无控飞行的火箭运用自旋和尾翼来保持稳定。过去曾使用过的两种主要方法是发射架给予火箭的慢速自旋和发射后辅助发动机立刻点火使火箭自旋。

至此外弹道学的非数学论述就结束了。对不想进一步深入学习的读者，我们建议可以省去这章的第二部分而看第五章。而准备对这一学科深入学习的读者应顺此读下去。

自测验题

1.真空中发射的弹丸，最大射程的射角是多少？

2.如果弹产生30°的锥形激波，估计弹的速度？

3.作用在飞行弹丸上的“底部阻力”是什么意思？

4.给出3种减小底部阻力的实际方法。

5.为什么弹的设计者要避免弹丸的初速在空气中的声速范围内？

6.如果一无旋弹获得一小偏航角，将产生哪3种后果？

7.单靠旋转使火箭不稳定的理由是什么？

8.作用在弹丸上的偏流的4种可能形式是什么？

9.为什么必须考虑大气的物理性质？

10.对于什么类型的弹，地球的旋转是必须考虑的重要理由？

11.什么作用力驱动无控飞行火箭前进？

第四章　外弹道学——第二部分

§4.11　概　念

外弹道的这一部分，试图给读者提供对这章第一部分已描述过的基本概念更深入更理论化的学习。通过更详细地研究各方面，如弹道、流体运动和空气动力来推敲我们的观点是很有必要的。为了达到对弹丸飞行状况的完全理解，弹道这一领域的学习是至关重要的。

§4.12　弹　道

假设

对弹道的数值计算构成了外弹道学的大部分。有许多弹道模型包括不同的基本假设和不同的解决问题的复杂程度的弹道。现在采用的主要弹道模型通过计算机的数值积分，抛弃了很多过时的分析和半经验的技术。在这节中，我们假设弹作为质点运动，只考虑重力、阻力和风力的作用。当我们不把弹丸看作质点，其它的考虑如偏航角、气动力矩等不得不进行。在弹道模型中，对这些影响的处理超出了本书的范围。圆满的处理在有关专著中能找到。

真空中的抛物线运动

观察图4-32所示，根据牛顿第二定律，我们能写出水平方向（x—方向）和垂直方向（y—方向）上的运动方程，

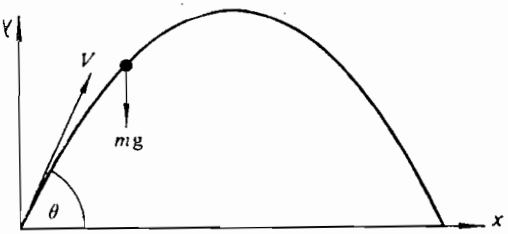


图4-32　真空中的抛物线运动

如下：

$$m\frac{d^2x}{dt^2}=m\ddot{x}=0$$

$$m\frac{d^2y}{dt^2}=m\ddot{y}=-mg$$

式中$g=9.81\text{m}/\text{s}^2$是重力加速度。把此方程对时间积分，并利用初始条件，当$t=0$时弹发射瞬间，$\dot{x}=V\cos\theta$，$x=0$，$\dot{y}=V\sin\theta$，$y=0$，我们有：

$$\frac{dx}{dt}=\dot{x}=V\cos\theta$$

$$\frac{dy}{dt}=\dot{y}=V\sin\theta-gt$$

$$x=V\cos\theta\cdot t \qquad y=V\sin\theta\cdot t-\frac{1}{2}gt^2$$

把　　$t=x/V\cos\theta$　　(1)

代入y的表达式中，得出y与x相关联的方程：

$$y=x\tan\theta-\frac{1}{2}g\frac{x^2}{V^2\cos^2\theta}\qquad(2)$$

这就是抛物线方程。

水平射程和飞行时间

只有当$x=0$或$x=\frac{2V^2}{g}\sin\theta\cos\theta$时，$y=0$

即：$x=\frac{V^2}{g}\sin2\theta$为水平射程。

水平射程最大时在$\theta=45°$时得到，这时水平射程为V^2/g。

当 $x=\frac{V^2}{g}\sin2\theta$时，我们从方程（1）中得到，

飞行时间$t=\frac{2V}{g}\sin\theta$

通过计算机的弹道计算

使用表格计算弹道的方法大部分已被使用计算机来积分，如图4-33所示的x和z方向各自的方程的方法所取代。根据空气动力学，有：

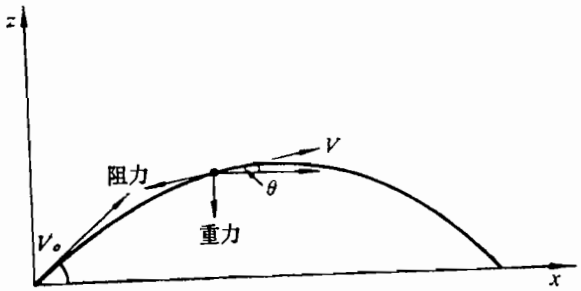


图4-33 作用在弹丸上的重力和阻力的影响

$$m\ddot{x}=\frac{1}{2}\rho V^2 AC_D\dot{x}/V$$

$$m\ddot{z}=-\frac{1}{2}\rho V^2 AC_D\frac{\dot{z}}{V}-mg$$

式中，$V^2=\dot{x}^2+\dot{z}^2$，初始条件 $t=0$时，$x=0$，$z=0$，$\dot{x}=V_0\cos\theta$，$\dot{z}=V_0\sin\theta$。

对上述方程分步积分。通过引入新的变量$V_x=\dot{x}$和$V_z=\dot{z}$，它们可以改为各自的首次积分形式。这首次方程能被五阶的龙格-库塔法积分。键入各指令便得到输出图形。

火箭的弹道

迄今为止，我们一直在考虑像炮弹、迫击炮弹和飞行中无动力的弹丸的弹道。我们现在来研究飞行中被给予动力能量的火箭的弹道。火箭的运动可以分为三个阶段：1.发射阶段，2.助推加速阶段，3.弹道阶段。在发射阶段，发射管给定火箭初始运动方向。发射动力学本身有完善的研究，关于这学科较好的论述在有关专著中可以找到。一旦火箭加速到最大速度，便达到“完全燃烧状态”，运动进入弹道阶段。这部分轨道类似于弹丸的情况，我们不再进一步讨论。影响火箭精度最大的时期是从发射到完全燃烧这一阶段。这段时间内，在火箭推力作用下，发动机容易受到来自发射的初始扰动：其中两方面的扰动是风力和推力偏心。对火箭运动完善的理论论述在有关著作中能找到。对火箭轨道最简单的处理是：假设发射是理想的，火箭只在重力、轴向推力和阻力的影响下运动。因此我们可假定火箭的运动为质点的运动。就平均效果能相互抵消的力和力偶，这种作用在弹上的力和力偶我们不加以考虑。质点的假设在处理射程表和弹道数据时可以被使用。

火箭的推力

火箭发动机的工作以动量守恒为依据。让我们考察如图4-34所示的情况。时刻t的总动量等于时刻$t+\delta t$的总动

量。

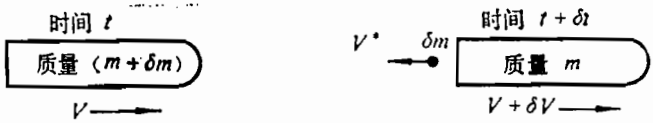


图4-34　线性动量守恒

在很短的时间间隔δt内，质量为δm的粒子以相对火箭的速度V^*被排出。此粒子排出前后的动量相等，方程为：

$$(m+\delta m)V=m(V+\delta V)+\delta m(V+\delta V-V^*).$$

等式两边mV和δmV抵消，忽略二阶小量$\delta V\cdot\delta m$，便得到：

$$m\delta V=mV^*$$

因为$\frac{dm}{dt}$是质量增加的速率，当m随时间减小时它是负值，所以$\delta m=-\frac{dm}{dt}\cdot\delta t$。两边同除以$\delta t$且令$\delta t\to 0$，便得到运动方程为：

$$m\frac{dV}{dt}=-\frac{dm}{dt}V^*$$

V^*认为是火箭的排气速度，常被看作是常量。表达式$T=-\frac{dm}{dt}V^*$可以看作为火箭的推力。在这种情况下，运动方程被积分为：

$$\int_{V_0}^{V}dV=-V^*\int_{m_0}^{m}\frac{dm}{m}$$

或　$V-V_0=V^*\log_e\frac{m_0}{m}$

其中V_0为火箭的初速，m_0为初始质量。上面的计算中空气阻力被忽略。推力$T=-\frac{dm}{dt}V^*$与阻力和重力相比要大得多，因此，这种省略还是合理的。忽略重力而考虑阻力的运动方程为：

其中 $m\frac{dV}{dt}=T-D$

其中T为火箭的推力，D是阻力。实际上V^*是有效排气速度。因为火箭的推力由两部分构成，即：质量消耗项和压力项。推力给出为：

其中 $T=-\frac{dm}{dt}V'(p_e-p_a)A_e=-\frac{dm}{dt}V^*$

其中V'是真正的排气速度，V^*是有效的排气速度。A_e是出口面积，p_e是出口压力，p_a是大气压力，另外，量V^*/g的单位为秒，被称为比冲。比冲取决于推进剂；如“V_2”火箭的比冲是205s，“Redstone”导弹为235s，“Atlas”导弹为250s。表4-3指出了各种典型推进剂的火箭排气速度和比冲量：

表4-3　各种典型推进剂的一些排气速度和比冲

推进剂种类	比冲（s）	排气速度（m/s）
75%酒精和液氧	279	2733
液氢和液氧	391	3837
氟和氢	410	4024
RIP和95%过氧化氢	273	2680

质量比m_0/m（发射时质量与燃烧完全后的质量之比）大也是很重要的；“V_2”火箭的质量比为2.8，而现代火箭大概达到5。

火箭的阻力

火箭发动机工作时的阻力和自由飞行时的阻力不同，由于底阻原因需进行调整。情况如下：

燃烧时的阻力＝相同弹径和头部外形的弹丸阻力
＋火箭表面摩擦阻力
－弹丸的摩擦阻力
－火箭喷管面上的底阻

老式的火矩火箭，在被推开过程中，排出的气体消除了底阻，因此：

完全燃烧后的阻力＝与上面提到的阻力相同但省略了喷管面上的底阻

表面摩擦阻力为$\frac{1}{2}\rho V^2 S C_F$，$S$为火箭的表面积，$C_F$为表面摩擦阻力系数，一般假设为：

$$C_F=0.455\,(\log_{10}R_e)^{-2.58}$$

其中，$R_e=Vl/\nu$，l是火箭体的特征量。作用在翼上的摩擦阻力常分别考虑。l是其气流线的弦长。近来，风洞实验的结果常用来计算各种火箭推进弹的阻力。

火箭弹道方程

沿着弹道和弹道于垂直的运动方程可写为：

$$m\frac{dV}{dt}=-\dot{m}V^{*}-R-mg\sin\theta$$

$$mV\frac{d\theta}{dt}=-mg\cos\theta$$

如果$-\dot{m}V^{\bullet}$比R和$mg\sin\theta$大得多，我们积分第一式得到完全燃烧后的速度为：

$$V=V^{\bullet}\log_e\left(\frac{m_0}{m}\right)$$

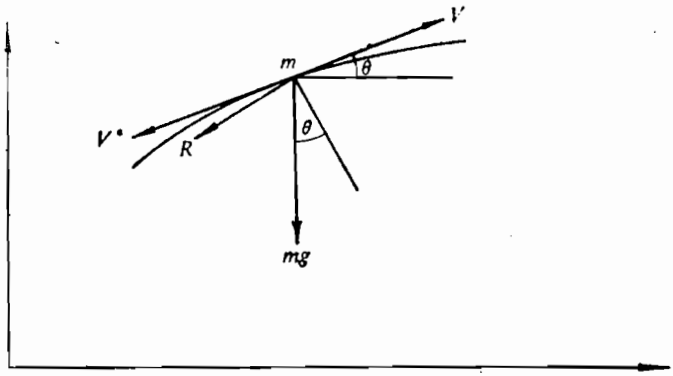


图4-35　火箭弹道

加速度$\frac{dV}{dt}$常常是不变的，因此，沿着弹道$V=ft$，距离$x=\frac{1}{2}ft^2$，其中f是不变的加速度。θ可以通过把$V=ft$代入第二式积分得到

$$\theta=\theta_0-\frac{g\cos\theta_0}{f}\log_e\left(\frac{t}{t_0}\right)$$

这里$\cos\theta$被认为是常数等于$\cos\theta_0$。t_0是火箭以速度ft_0离开发射架的时间间隔。如果$-\dot{m}V^{\bullet}$与阻力及其他因素相比并不是很大，而且风的影响很严重，我们便有如下的运动

方程：

（a）燃烧期间：

$$m\dot{\underline{V}}=\left(-\frac{1}{2}\rho A|\underline{V}-\underline{W}|^{2}\widetilde{C}_{D}-u_{e}\frac{\mathrm{d}m}{\mathrm{d}t}\right)\frac{(\underline{V}-\underline{W})}{|\underline{V}-\underline{W}|}-mg\hat{i}$$

其中：$\underline{V}$=速度$=u_x\hat{i}+u_y\hat{j}+u_z\hat{k}$（$N$、$B$、$y$是垂直分量）

$\underline{W}$=风速$=W_x\hat{i}+W_z\hat{k}$（即没有垂直分量）

$\frac{\mathrm{d}m}{\mathrm{d}t}$=质量消耗的速度

u_e=有效排气速度

$V^{\bullet}$=“比冲”$\times g$

$\widetilde{C}_D$=阻力－（底阻）

（b）完全燃烧后：

$$m\dot{\underline{V}}=\frac{1}{2}\rho A|\underline{V}-\underline{W}|^{2}C_{D}\frac{(\underline{V}-\underline{W})}{|\underline{V}-\underline{W}|}-mg\hat{j}$$

其中C_D是阻力加上底阻。

通过编制程序上机计算来求解以上方程

§4.13 流体的运动

流体

流体常指液体和气体。弹道学特别关心的是由空气的摩

擦或粘滞性而引起对弹的运动阻力。我们已经定义了气体的绝对粘滞度（μ）作为气体阻力的量度和动力粘滞度（ν）作为绝对粘滞度与密度的比。我们现在定义其它重要的量，称为雷诺数（Re）：

$$Re=\frac{\text{惯性力}}{\text{粘滞力}}$$

作用在流体上的惯性力可以通过它的质量和加速度来测量。根据定义，单位流体体积的质量，即密度ρ，体积正比于长度的三次方。因此，质量正比于ρL^3或正比于L^3。

加速度是速度的变化量除以变化的时间。流体加速时，速度改变，弹体周围的加速度与本身的速度V同一量级。变化的时间与弹体以速度V运动L长度的时间同一量级。时间为L/V。于是加速度正比于V除以L/V，即：

$$\text{加速度}\propto V^2/L$$

因此惯性力＝质量×加速度$\sim\rho L^3V^2/L$

$$=\rho L^2V^2$$

其中，～表示“正比”和“同一量级”。

粘滞力由作用在弹体上的粘滞切应力和它的作用面积确定。粘滞应力正比于粘滞系数μ和随距离的速度变化率，即V/L。因此

$$\text{粘滞力}\sim V\mu L$$

我们现在精确地定义雷诺数为：

$$Re=\frac{\text{惯性力}}{\text{粘滞力}}\sim\frac{\rho L^2V^2}{V\mu L}=\frac{\rho LV}{\mu}=\frac{LV}{\nu}$$

其中：V是速度（m/s）

L为长度（m）

μ是绝对粘滞度（kg／m·s）

ν是动粘滞度（m^2／s）

现在我们能更好地定义阻力系数。

阻力系数

作用在运动的弹上的阻力为D，通常写为：

$$D=\frac{1}{2}\rho V^2 A C_D$$

这里，ρ=空气密度（kg／m^3），V=弹速（m／s），

A=弹体参考面积（m^2），C_D=阻力系数。

C_D是无量纲量，它是两个无量纲量的函数：

雷诺数$Re=Vd/\nu$

马赫数$Me=V/a$

这里d是特征量，a是空气中的声速。

雷诺数表示粘滞性效应，马赫数表示可压缩性效应。在SI标准（国际单位制）中

1．15℃的干燥空气密度在一个大气压（1.013×10^5N／m^2）下是1.225kg／m^3。

2．干燥空气的粘滞度μ是1.78×10^{-5}kg／m而动粘滞度$\nu=\mu/\rho=1.41\times10^{-5}m^2/s$。

3．在这种情况下，空气中的声速为340.6m／s。

除以上描述的分量，C_D还取决于弹的外形和偏(航)角。在第一部分我们已经知道阻力系数与马赫数的关系，以后我们再考虑C_D随雷诺数的变化关系。

动力相似

如果对外形相似在不同的流体中的物体雷诺数相同，绕

这物体的流动是等价的。这种等价称为动力相似。夏皮罗(Shapiro)提供的数据，精确地显示了动力相似原理，使得有可能用较方便的和便宜的比例模型的风洞试验来预计实弹(或航空器)的性能。

一个直径为0.6cm的塑料小球掉进水中，直径为100cm的一氦气球在空气中上升时进行比较，小球的雷诺数计算得

表4-4 动力相似性

球体 \ 参量	长度 L	速度 V	流体	密度 ρ	粘度 μ	Re $\rho VL/\mu$	阻力	阻力系数
充氦气球	100	5.4	空气	0.0012	0.018	36	67×10^{-4}	19×10^{-6}
塑料球	0.60	55	水	1.00	0.89	37	20×10^{-3}	18×10^{-6}

37，大氦气球雷诺数为36，即：对两个特殊的实验其雷诺数相差很小。实验时，一个在气体中，一个在液体中，一个大，一个小，一个上升，另一个下降，看起来很不相同，事实上它们仍动力相似。这种重要的实际应用是动力相似原理使我们能通过测量风洞中模型如火箭的情况来预测其在真实情况下的作用力，这里动力相似原理给我们提供了手段。

§4.14 阻力系数与雷诺数之间的关系

已经表明，有相似的几何外形的物体进行实验，有相同的雷诺数尽管物体的阻力在数值上相差很大，在很多特殊的方面相关，参考塑料球和气球的实验，我们还会看到阻力系数是相似的。这些导出了一个相似定律：雷诺数相等意味着

阻力系数相等，阻力系数与雷诺数的变化的特征图如下：

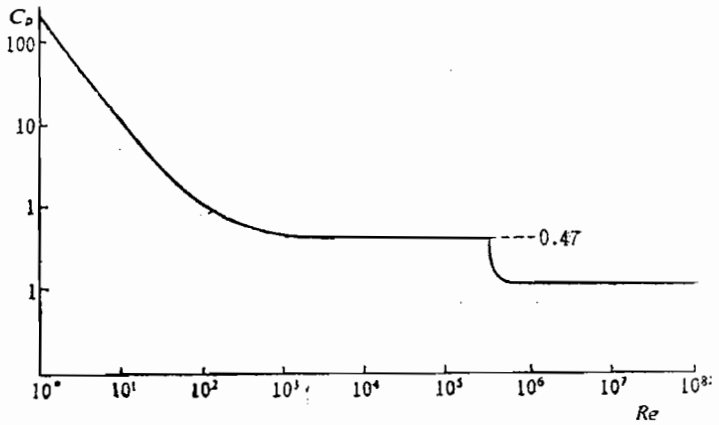


图4-36 C_D和Re的关系

层流和湍流

通过观察重油自由流动中的平滑流线的运动很容易看见层流。想通过搅拌混合使重油产生湍流或扰动比较困难，因为很强的粘滞作用使任何不规则的流动迅速衰减，层流中，下流层流动路线平滑并规则，不同的流层间没有明显的混合，因此，层流是稳定的，湍流中有一不规则和似乎是自由的运动附加在下流层的流动中，在混和过程中，慢速流体被快速流体加速，后者再过来被减慢。

通过雷诺数的大小我们可以确定流体的运动是层流还是湍流。如果Re很大达10^7数量级惯性力起决定作用，如果Re很小为10^2数量级粘滞力起决定作用，一般：

如果 $Re<10^4$，流动有序稳定，被定义为“层流”。$Re>10^6$，流动剧烈，被定义为“湍流”。

粘滞边界层

在整个流体中，与固体接触的边界层并不相对边界滑动。因此，所有的空气可能与弹高速冲刷，弹周围的空气并不是完全相对于弹运动。和弹相邻、相对于弹不运动的一薄层与相对弹有一小段距离的快速运动空气主体之间有一流动区域，它被称为边界层。

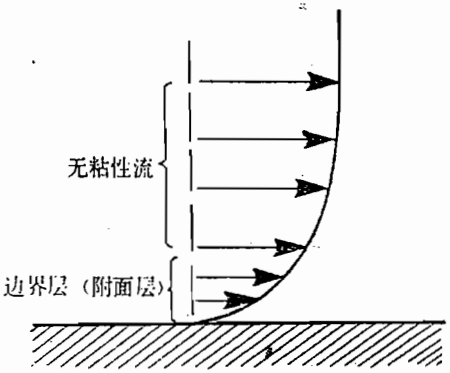


图4-37　粘滞边界层

这层中，速度的变化从表面为零，到边界外缘没有被粘滞阻力阻碍的速度。边界层的构成是最初弹体表面流层没有相对运动。这不运动层施加粘滞阻力于紧邻的层流上，不断地减慢第二层的运动，这作用从一层到另一层延续。这样，表面的速度减小通过粘滞作用在流体中向外扩散，而且，越来越多的流体成为粘滞边界层。流体从左向右在一平面上流过，很容易显示出边界层不断加厚的过程。

以箭头表示某一持续时间间隔内边界层厚度。在某时间或某距离内边界层的增厚量取决于速度、粘滞性和密度。一般，雷诺数增加时，边界层迅速减薄。然而，应注意到无论雷诺数多大，不可能使粘滞边界层完全消失。

雷诺数减少时，边界层变得越来越厚。雷诺数极小，粘滞区从物体周围扩展到很远，充满整个流动区。这时说边界层已毫无意义了。

一般地，边界层从弹丸头部开始增厚，按不同类型的流动边界层增厚规律不同。对层流边界层

$$\frac{\delta_{层}}{x}=5.5Re_x^{-0.5}$$

其中，$\delta_{层}$是距弹丸头部或前缘x距离处的边界层厚度，Re_x是同一点的雷诺数。对湍流边界层的增厚则不相同，给出如下：

$$\frac{\delta_{湍}}{x}=0.22Re_x^{-0.2}$$

对于弹道，我们几乎仅涉及到湍流和湍流边界层。其边界层的状态简要说明：

1. 表面凹凸不平而产生的表面摩擦作用。

2. 流场对物体流线的敏感性。

3. 物体底部区域产生空腔的程度。

两个弹道的例子是：

1. 口径为7.62mm，长28mm的弹，初速840 m／s。

$$Re=\frac{840\times0.028}{1.45\times10^{-5}}=1.62\times10^{6}$$

这里用到了海平面空气的粘滞度。湍流边界层用弹底部厚度为0.35mm的边界层表示。

2. 9m长的火箭以600m／s速度在5.6km的高度飞行。

$$Re=\frac{600\times9}{1.45\times1.58\times10^{-5}}=2.4\times10^{8}$$

在例2中，我们已经用了海平面和其它高度的动粘滞度的计算公式。已求得的雷诺数较好地描述了火箭底部42mm厚的湍流边界层。

雷诺数大时，空气流分离；而雷诺数小时，则不分离。乍看，认为湍流边界层将产生较大阻力，这似乎是很自然的。然而这不一定是对的，因为湍流边界层附着较长而且产生较小的尾流。这种效果在高尔夫球的飞行中很容易观察到。表面粗糙的球边界层形成湍流比表面光滑的球要早得多，结果由于边界层的分离而产生小的尾流。

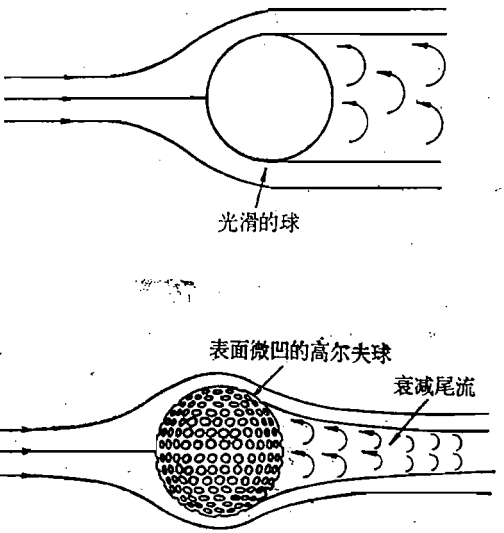


图4-38　边界层的分离

尽管表面粗糙摩擦阻力增大，减小的尾流产生一较大的头部阻力下降，接着总阻力发生下降。在某种速度下，粗糙

表面的球的阻力是表面光滑的球的阻力的$\frac{1}{5}$。这就是为什么高尔夫球被做成表面粗糙的主要原因。

§4.15 气动力

为完全理解弹丸的飞行，有必要对所有的力，力矩和飞行中的弹上其它作用以很好的数学形式表达出来。

作用在弹丸上的气动力和力矩

在飞行的弹丸上，有两种不同类型的力和力矩。第一种是静力和静力矩（阻力，翻转力矩），取决弹飞行的高度和速度。第二种是动力和动力矩（马格努斯力，阻尼力，自旋阻尼力矩，马格努斯力矩，阻尼力矩），取决于弹的角速度。我们并不详细地考虑马格努斯力和阻尼力，较完全的讨论在有关专著中给出。当弹偏(航)角为零时，唯一阻碍弹丸运动的作用力是阻力，而当弹相对风有一偏(航)角时，则有一侧风力，有时称为升力。升力和阻力分别平行和垂直于轨道。通常称为“气流”升的坐标轴系（Wind-axes）。

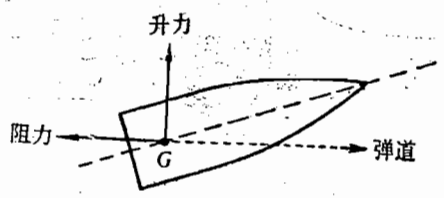


图4-39 “气流”坐标轴系(Wind-axes)

美国的文献中，通常称切向力和法向力分别平行和垂直于弹轴，这称为“弹”的坐标轴系。

因为在弹道学中，常常涉及于弹丸质心沿轨道的运动，我们常用“气流”坐标轴系上每一个轴对称的弹，在轴线上都有一点，合力作用在这一点上，合力矩为零。这点就是压心，对不可压缩的流体、它仅由几何形状而定。而对于可压缩流体，特别是在跨音速区，压心的位置很容易受马赫数的影响，随马赫数变化而变化。因为我们正是以质心这点来定义轨道的，使力作用在质心上是方便的。我们把压心上的合力以一个力和一力矩的形式变换到质心上，那样在质心上便有阻力和侧风力作用。对气动不稳定的弹，这力矩为翻转力矩。而对于气动稳定的弹，这力矩为恢复力矩。我们称它为

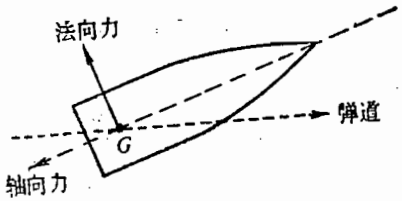


图4-40　弹体坐标轴系

偏航力矩M，并且定义它沿偏航角α增大为正。为描述作用在弹丸上的力和力矩，使用无量纲系数较方便，通常是将力除以$1/2\rho V^2 A_0$，力矩除以$1/2\rho V^2 A_0 d$。这里d是弹径，则我们便有：

阻力系数C_D＝阻力$1/2/\rho V^2 A_0$

侧风力（升力）系数C_L＝侧风力$/1/2\rho V^2 A_0$

偏航（翻转）力矩系数C_M＝偏航力矩$/1/2\rho V^2 A_0 d$

气动系数随偏航角而变化。

C_D随α的分布

轴对称的弹体C_D随α的变化是对称的，对应零偏航角，C_D为最小值。可以写为$C_D=C_{D0}+C_{D\alpha^2}\cdot\alpha^2$，这里的$C_{D\alpha^2}\cdot\alpha^2$有时被称为偏航阻力系数。它代表由偏航角的变化而引起的阻力系数的增量。

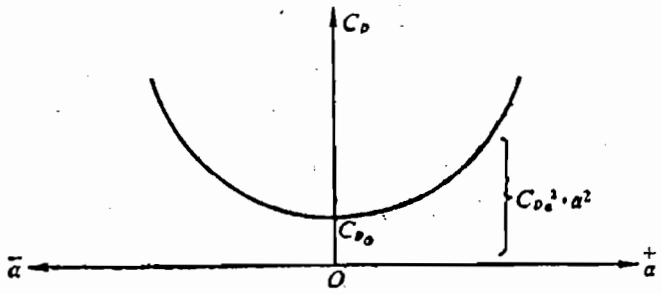


图4-41　系数C_L随偏航角的变化

C_M随α的分布

当偏航角小于10°时，弹丸头部的上升力正比于偏航角。轴对称的弹偏航角为零时上升力为零，其函数为通过原点的直线。

从直线方程我们能写为$C_L=\left(\frac{\partial C_L}{\partial\alpha}\right)\cdot\alpha$即$C_L=C_{L\alpha}\cdot\alpha$这里的下标表示对$\alpha$的导数。

C_L随α的分布

扰动，如弹出膛时的初始运动或侧风的作用，产生一偏航力矩，这偏航力矩引起偏航加速度。即使扰动消失，偏航角仍将继续变化，如果偏航角继续增大，这力矩是不稳定的，而弹丸是空气动力的非稳定的，我们能表示为：

$$\frac{\partial C_M}{\partial\alpha}=C_{M\alpha}>0$$

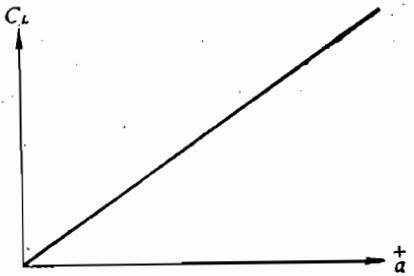


图4-42　系数C_L随偏航角的变化

弹体的压心在弹顶和重心之间。另一方面，如果导数$C_{M_\alpha}<0$，弹体是静态稳定的，压力在重心的后面。这种情况下，偏航力矩使偏航角的绝对值减小，并且使弹恢复它原来的位置，阻尼振荡将会产生。如果系数$C_{M_\alpha}=0$，弹体中性稳定，压心和重心重合，在风洞试验和弹道射程试验中常利用这性质来调整模型的重心位置使偏航力矩为0。

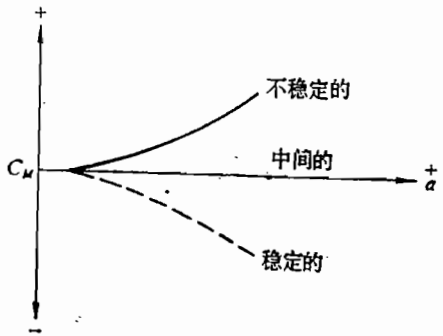


图4-43　系数C_M随偏航角的变化

弹丸的气体动力学特性的知识对设计者是必不可少的。估计相应的空气动力系数有多种方法。主要的是：1.使用流

体动力学理论的理论估计。2.利用有相似外形弹的数据作经验估计。3.风洞试验。4.靶场试验。5.利用射击试验的数据包括偏航探测器和无线电多普勒仪探测方法所得的数据。（参看第7章）。对大多数弹丸在设计完成之前，所有这些技术都要使用。

回转稳定（急螺稳定）

由这章第一部分给出的理由，老式的弹，总是空气动力非稳定的。然而弹丸离开炮口后应继续朝着通常飞行的方向，这点是必要的。否则阻力将大得无法接受。变化的倾向力使弹的运动无法描述精度偏差，通过自旋得到飞行的稳定。先求解陀螺自旋运动方程来弄清弹的稳定是怎样得到的。

自旋陀螺

我们考虑一对称陀螺，即一固体刚体的旋转，让对称轴上的一点固定在坐标原点，我们即可得到这种情况。

令陀螺质量为m

令绕对称轴（OC）的惯心矩为A

令绕过O点垂直OC的轴的惯心矩为B

作用在陀螺上的力是：1.重力$=mg$。2.对固定点O的反作用力。我们不计O点的摩擦力。陀螺以角速度ω绕面ZOC或绕轴OC自旋。u变化的运动称为章动，V变化的运动称为进动，陀螺一般的运动有章动也有进动。

角速度

$\dot{V}$绕OZ轴，$\dot{u}$绕垂直面XOY内的直线OH，即OT，ω绕OC（相对于面ZOC）

沿OC、OD轴分解$\dot{V}$，这里OD在平面COH内且垂直于

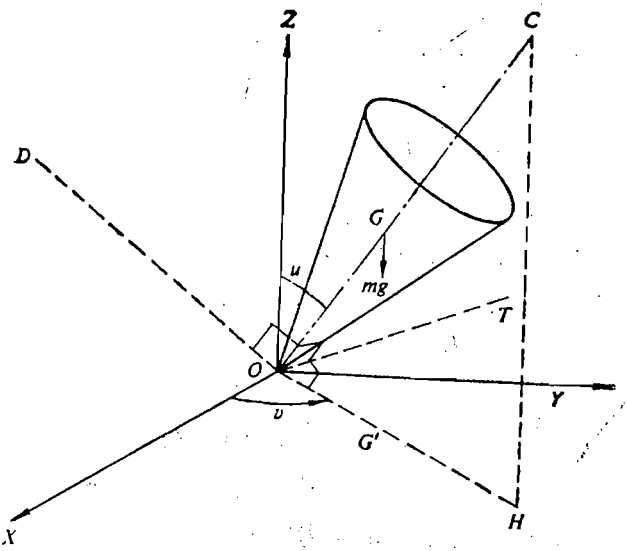


图4-44　自旋陀螺

OC，那么

$\dot{V}\cos u$沿OC方向

$\dot{V}\sin u$沿OD方向

参看图4-45

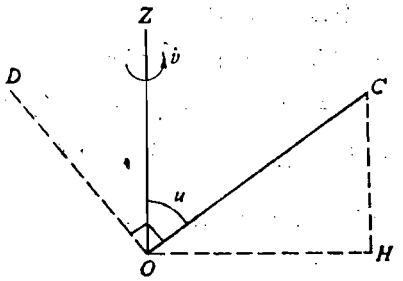


图4-45　自旋陀螺的角速度

角速度为：

1.绕 OC：$\omega + \dot{V}\cos u$

2.绕 OT：$\dot{u}$

3.绕 OD：$\dot{V}\sin u$

对应的角动量是：

1.绕OC：$A(\omega+\dot{V}\cos u)$

2.绕 OT：$B\dot{u}$ （1）

3.绕 OD：$B\dot{V}\sin u$

令 $N=\omega+\dot{V}\cos u$ （2）

N是自旋速度或者是绕OC的总角速度

沿OC和OD的分量分别表示为（参看图4-45）：

绕 OZ：$AN\cos u + B\dot{V}\sin^2 u$

绕 OH：$AN\sin u - B\dot{V}\sin u\cos u$

最后把OH，OT方向的分量投影到OX、OY方向。（参看图4-46）

绕 OX：$H_X = (AN\sin u - B\dot{v}\sin u\cos u)\cos v - B\dot{u}\sin v$

绕OY：$H_Y = (AN\sin u - B\dot{v}\sin u\cos u)\sin v + B\dot{u}\cos v$ （3）

绕OZ：$H_Z = AN\cos u + B\dot{v}\sin^2 u$

现在测得沿固定轴OX、OY、OZ的角动量，那么我们便有如下运动方程（取沿OX，OY，OZ轴的角动量）

$$\frac{dH_X}{dt} = -mgl\sin u\sin v$$

$$\frac{dH_Y}{dt} = mgl\sin u\cos v \quad (4)$$

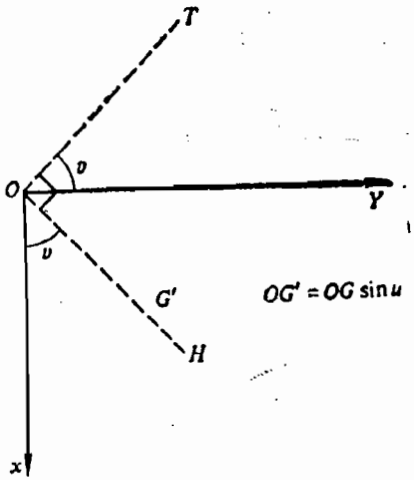


图4-46　角速度的解析组成

$$\frac{dH_z}{dt}=0$$

这里$l=OG$

小衰减振荡方程，即u假设很小

如果u很小，那么有$\sin u\approx u$　$\cos u\approx 1$，由（3）式得：

$$H_X\cong AN u\cos V-B\left(\dot{V}\,u\cos V+\dot{u}\sin V\right)$$

$$H_Y\cong AN u\sin V-B\left(\dot{V}u\sin V-\dot{V}\cos V\right)\qquad(5)$$

$$H_Z\cong AN$$

其中$O(\theta^2)$忽略不计

令　$X=\sin u\cos V\cong u\cos V$

$Y=\sin u\sin V\cong\sin V$

即X，Y分别是弹丸在OC方向上单位长度投影到XOY面上的长度。

$$\frac{d}{dt}(ANX - B\dot{Y}) = -mgly$$

$$\frac{d}{dt}(ANY + B\dot{X}) = mglX \qquad (6)$$

$$\frac{d}{dt}(AN) = O$$

因此N＝常数，且可以写作$Q=\frac{AN}{B}$，$F=\frac{mgl}{B}$。便有：

$$\frac{d}{dt}(QX - \dot{Y}) = -FY$$

$$\frac{d}{dt}(QY + \dot{X}) = FX \qquad (7)$$

如果把$z=x+iy$代入，那么

$$\ddot{Z} - iQ\dot{Z} = FZ \qquad (8)$$

如令$Z = We^{\frac{1}{2}iQt}$，则（8）变为

$$\ddot{W} + \left(\frac{1}{4}Q^2 - F\right)W = 0 \qquad (9)$$

假设$\frac{1}{4}Q^2 - F > 0$，方程（9）表示简谐振动，即假设稳定系数S可表示为

$$S = \frac{Q^2}{4F} > 1$$

现在$S=\frac{Q^2}{4F}=\frac{A^2N^2}{4B^2F}=\frac{A^2N^2}{4Bmgl}$，因此最小自旋速率$N=\sqrt{4Bmgl}/A$对稳定是必要的。

一般的稳定运动

注意到以上所观察的陀螺，假设稳定运动，即$S>1$，那么解（9）式有

$$W=R\exp\left[i\left(-\sqrt{\frac{1}{4}Q^2-F}\,t+e\right)\right]+$$

$$S\exp\left[i\left(\sqrt{\frac{1}{4}Q^2-F}\,t+f\right)\right] \qquad (10)$$

其中R，S是正的实任意常数。e，f是实任意常数。

我们可解释这种运动如下：(10)式中第一项表示长为R有一初始斜角e的臂OA以角速度$\sqrt{\frac{1}{4}Q^2-F}$顺时针转动。第二项表示长为S（AB），对X轴（横坐标）初始斜角为f的臂AB以角速度$\sqrt{\frac{1}{4}Q^2-F}$逆时针转动。（见图4-47）合成的运动为B点的运动。两臂在A点相联接。一般情况，B运动为$-W$平面内的椭圆，长轴为$R+S$。短轴为$|R-S|$，周期为$2\pi\Big/\sqrt{\frac{1}{4}Q^2-F}$

以W的定义式和方程（10）有

$$W=R\exp\left\{i\left[\left(\frac{1}{2}Q-\sqrt{\frac{1}{4}Q^2-F}\right)t+e\right]\right\}$$

$$+S\exp\left\{i\left[\left(\frac{1}{2}Q+\sqrt{\frac{1}{4}Q^2-F}\right)t+f\right]\right\} \qquad (11)$$

在Z平面内，臂转动角速度为（逆时针方向）

R臂：$\frac{1}{2}Q-\sqrt{\frac{1}{4}Q^2-F}$　慢

S臂：$\frac{1}{2}Q+\sqrt{\frac{1}{4}Q^2-F}$　快

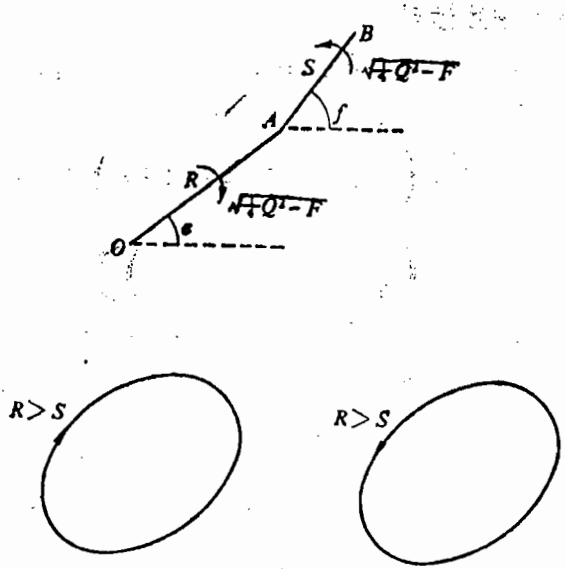


图4-47　两臂模型在自旋陀螺上的应用

（从上往下看陀螺）

§4.16　自旋弹

作用在弹上的力

通常讨论时，除重力外还有气动力作用在弹上，所有其它的力可以被减少到一种通过重心的力P和绕重心的力矩M。考虑轴对称弹绕轴的转动惯量A，垂直于对称轴且通过重心的任意轴的转动惯量是B。

我们假设合力P在攻角平面内，且力矩M的轴向为这面的法向。（这并不严格，对很小的章动角可以这样近似）。令α为攻角，即对称轴与运动方向（GZ）之间的夹角。GH

垂直于GZ，将P分解到GH方向（升力L）和ZG方向（阻力D），我们假设力矩M与α成正比，并且可以写成（对于小角度α）：

$$M=M_{\alpha}\alpha \qquad 其中 M_{\alpha}=\frac{\partial M}{\partial \alpha}$$

注意M_{α}取决于1.弹外形。2.速度。3.空气密度的变化。我们忽略1和3，对于给定的弹把M_{α}看作常数。为了利用以前对陀螺的讨论，只需要注意由刚体的动力学而得到的重要结论。即刚体质心的运动和绕质心的运动是独立的，能分开讨论。

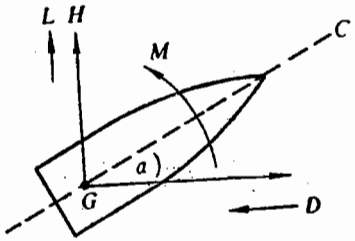


图4-48　作用于自旋弹上的力

弹丸的稳定

令　$F=M_{\alpha}/B$

那么能使用陀螺绕质心的运动方程。注意力矩$M_{\alpha}\alpha$代替了陀螺的重量，另外一些力被忽略，包括马格努斯力，科里奥地力（由于地球自转引起的），自旋的减弱力矩（由于表面摩擦力引起的），和阻尼力矩（由于空气阻力矩）。

弹的稳定系数

弹的稳定系数和陀螺的相同，即

$$S=\frac{A^2N^2}{4B^2F}=\frac{A^2N^2}{4BM_{\alpha}}$$

并且我们要求$S>1$，然而较满意的值至少是1.2。比这值小可能会引起较大的偏航角导致扰动。S值在1.5附近比较合适。应该记住，做到更好的稳定是可能的。弹自旋方向的改变会导致弹方向的改变比轨道方向改变慢，弹轴有保持原来方向的倾向。对已有的自旋弹为求出N，如果来复线的缠度是$1/n$，（也就是在n倍弹径内弹正好旋转一周）。这样弹在距离$2nr$内旋转2π弧度，r是弹半径。如果弹出膛速度为V，则旋转速度是

$$N=\frac{2\pi V}{2\pi r}=\frac{\pi V}{nr} \quad r/S$$

$$\text{则}S=\frac{A^2N^2}{4B^2F}=\frac{A^2\pi^2V^2}{4n^2r^2B^2F}=\frac{A^2\pi^2V^2}{4n^2r^2BM_\alpha}$$

为在弹和炮的更主要的性能方面描述稳定系数，可以根据偏航力矩系数的导数C_{M_α}来表示偏航力矩的导数M_α，即

$$M_\alpha=\frac{1}{2}\rho V^2A_0dC_{M_\alpha}$$

其中d是弹径，那么

$$S=\frac{8\pi}{\rho n^2d^5}\cdot\frac{A^2}{B}\cdot\frac{1}{C_{M_\alpha}}$$

这里$A_0=\frac{1}{4}\pi d^2$，显然对回转稳定来说，最坏的情况是ρ和C_{M_α}为最大值。我们知道大气密度ρ在地面最大，发射时的加载相当于马赫数时，C_{M_α}为最大值，因此S的值最小。下图为几种典型的弹的C_{M_α}与马赫数的关系的曲线。

跨音速发射，即弹丸初速等于或接近于声速，大约340m/s。这时回转稳定性最差。弹丸的直径和质量通常是

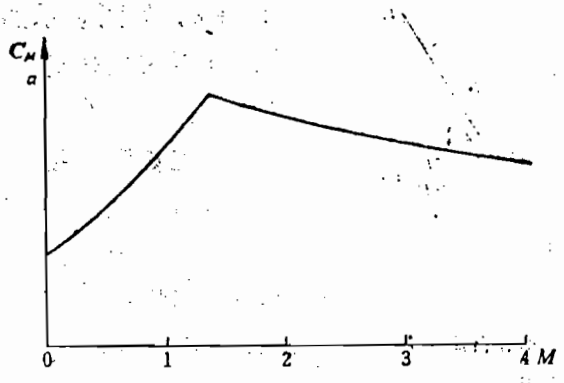


图4-49　系数$C_{M\alpha}$和M的关系

固定的，与空气动力有关的轴向转动惯量也差不多是固定不变的。因此回转稳定性必须通过改变N/V即$2\pi/nd$，B和$C_{M\alpha}$而得到。所有这些减小了弹长径比的变化，这就是为什么根据以弹径表示弹有一最大长度，弹能通过给定的缠度达到回转稳定。

弹丸自旋圆周运动（两臂模型）

如果参考以前对自旋陀螺的分析，便能明白，以上向下看陀螺的运动能被看成是两臂的运动，一臂慢另一臂快。同样的过程可被应用到自旋弹丸上，自旋弹丸头部运动的轨迹可以看成是两臂OA，OB的转动轨迹，两臂在A点连接，O点固定，慢臂的转动角速度为

$$\frac{AN}{2B}-\sqrt{\left[\left(\frac{AM}{2B}\right)^2-\frac{M_\alpha}{B}\right]}$$

快臂AB转动角速度为

$$\frac{AN}{B}+\sqrt{\left[\left(\frac{AN}{2B}\right)^2-\frac{M_\alpha}{B}\right]}$$

转动角速度还可以更简洁地分别写作：AN/2B－n，AN

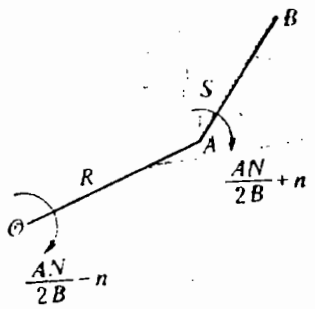


图4-50　两臂模型在自旋弹丸上的应用

$/2B+n$，如图表示的方向是由尾部看去的转动方向，以顺时针方向旋转（从尾部看）。

一些典型的摆线运动

两臂模型的运用提供了一典型的转动形式，弹丸头部轨迹一般形状有时是一摆线，这特殊形状由这些决定：1.$AN/2B$与n的比值，即自旋速度与气动力矩的平衡。2.两臂的比，这只取决于初始的扰动。为方便，令快臂和慢臂的长分别为R，S。气动力稳定弹的典型图案如下图所示

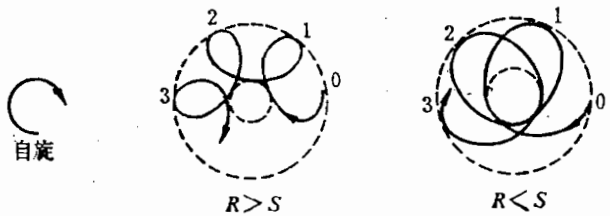


图4-51　空气动力稳定弹丸的典型图案

在一个完整的圆内环的个数取决于$AN/2B$与n的比值。当比值接近1时，即是空气动力影响减小时环数增加。典型的空气动力不稳定弹丸的图如下：

另外，当$AN/2B$与n的比值接近于1，即空气动力影响减小时环数增加，应注意，稳定情况环向外，不稳定环向内，两种情况下运动被限止在两圆的边界内。

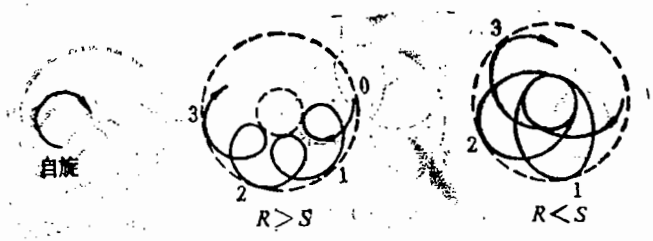


图4-52　空气动力不稳定弹丸的典型图案

玫瑰花形的运动

出膛后的弹丸最典型的运动图象由$R=S$时所给出，而相应的椭圆退化为直线。这种运动有时被作“玫瑰花形”运动，初始章动角为零，以后，章动角的值也重复多次通过零值。例子在图4-53中给出。

稳定的进动

适当的初始条件能产生进动稳定的运动，这种情况运动轨迹是一圆周，有两种进动的运动是可能的。如果慢臂长为零（$R=0$），便得到“快速进动”，其进动角速度为

$$AN/2B+n$$

以顺时针方向自旋。如果快臂长为零（$S=0$）便得到“慢速进动”角速度为

$$AN/2B-n$$

对空气动力稳定弹丸，方向为逆时针，对不稳定弹丸方向为顺时针。

章动平衡

在这章的第一部分中的讨论，空气动力非稳定弹丸以一向右偏离轨道的平均偏航角而飞行。保持以上描述的摆线运动形式，但它的中心被移动了一个动力平衡角。对气动稳定的

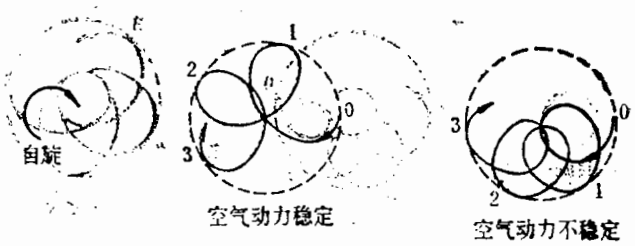


图4—53 玫瑰花形的运动

弹，因为M_α的符号是负的，因此动力平衡角将偏向轨道的左边。两种典型的运动如下图所示。



图4-54 动力平衡力矩

气动阻尼的作用

以两固定边界中的环形运动来描述的转动，气动阻尼的作用被忽略。如果阻尼项包括在方程中，其结果如下：1.自旋速度缓慢衰减。2.快臂受到很强的阻尼。3.对空气动力稳定的弹丸，慢臂阻尼微弱。对不稳定的弹丸，阻尼微弱地增加。

动力平衡角与偏流

如果弹道是直线，自旋稳定将防止偏航角的增大进而防止任何扰动。同时阻尼力矩减小运动幅度。靠近发射点弹道曲率很小，但随着弹的运动，曲率增加，直至弹道顶点，自旋稳定能保持弹轴线的平均方向围绕弹道作用，即弹轴平均方向绕轨道正常摆动。弹轴线的平均方向沿着弹道曲线。角动量矢量

I 一定是缓慢地转动，这意味着在朝下的方向上，角动量增量W连续地增加到 I 上。

从陀螺的运动上看出，持续的角动量增量w需在下面表明的方向上有持续的偏航力矩M_a如果弹在以向右偏离弹道的一偏航角的平衡方向飞行时这现象才能产生，这种现象称为动力平衡。

增量w在时间dt内可写成为$w=I\,d\psi$，这里ψ是弹道相对水平方向上的倾角，则便有

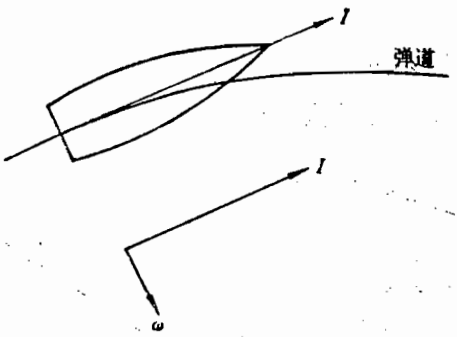


图4—55　角动量的增量

$$M=\frac{dw}{dt}=I\frac{d\psi}{dt}$$

那么　　$M=M_\alpha\alpha$

$$I=AN$$

动力平衡角α被下式给出

$$\alpha=\frac{AN\dot{\psi}}{M_\alpha}$$

根据弹的稳定系数S，动力平衡角α可以写成：

$$\alpha=\frac{4SBg\cos\psi}{ANV}$$

这式子的导数在(8)中可以找到，我们已经明白弹通过适当速度的自旋，陀螺作用能使弹头部大致地指向弹道，然而弹也不可避免地受到偏航作用，动力平衡角的存在，意味着弹头部指向弹道的右边。飞行中遭遇的空气偏向左边，因此产生以向右边的侧风力，使弹的飞行偏向右边。这偏流随飞行时间而增大。对给出的初速，弹的偏流量随角度θ的变化，由下式给出：

$$D=C\tan\theta$$

其中常数C通过实验找出

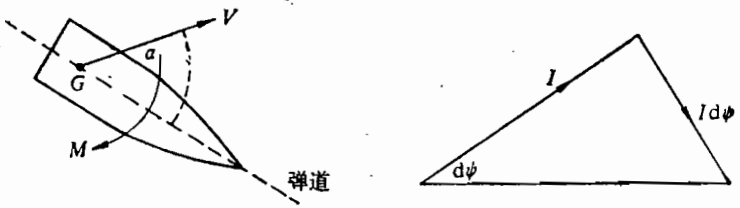


图4—56　动力平衡角

我们现在观察了包括弹丸的发射和到达靶的飞行弹道，下一阶段涉及弹丸着靶的行为，这被称为终点弹道，这便是下一章的内容了。

自 测 验 题

1.假设在真空中运动，弹丸以220m/s的初速飞行所达到的最大射程是多少？

2.什么原理能用风洞来预测作用在飞行中实际弹丸上的空气动力？

3.对两种几何形状类似的飞行体，雷诺数的等价意味着什么？

4.为什么高尔夫球表面是粗糙的？

5.什么是压心？

6.什么时候压心和重心相重合？

7.如果一个5.56mm的弹丸以990m/s的初速飞行，在完全旋转一周内飞行了30.48cm，试估算其旋转速率？

8.弹丸偏流如何随发射角变化？

第五章　终点弹道学——第一部分

§5.1　概　　述

终点弹道学可定义为是研究弹丸对目标的作用过程的。弹丸对付目标撞击的各种情况取决于碰撞速度，碰撞角度以及弹丸和目标的类型。在本章我们将主要讲弹丸对付装甲的终点弹道学。

§5.2　速度范围

初速范围是各种各样的，由于速度影响碰撞现象的变化，故它是最主要的考虑因素，而其它因素几乎可不考虑。一般火炮发射的弹速范围是500—1300m/s，是公认的各种火炮的速度范围。战斗部破片达到的速度范围为1300—3000m/s，上限值为超高速范围，并与装药的形状有关。

§5.3　着　　角

在终点弹道学里，一个重要的因素是弹丸碰撞目标的角度，英国定的着角是指弹丸的轴线和垂直于靶平面直线（法线）的夹角，在图5-1中用“θ”表示，这里的着角定义并适用于所有国家，一些国家是用α(命中角)表示，事实上，着角受很多因素影响：如飞行中弹丸的稳定性以及弹丸和靶板的类

型。

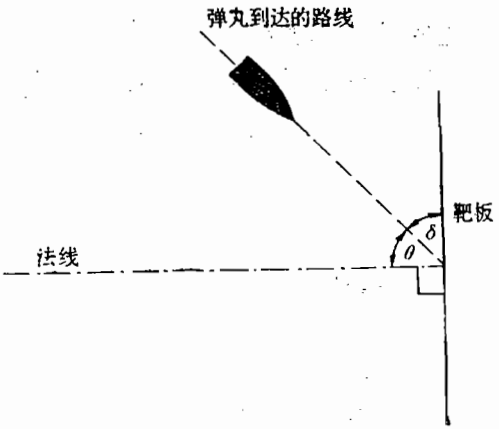


图5—1　攻角

§5.4　弹丸的特性

决定靶板破坏失效模式，侵彻弹形状是相当重要的。尖头侵彻体呈现穿孔作用，在弹轴中心附近的靶板失效。而钝头形状则相反，穿孔呈现冲塞模式（见图5-3）。其过渡情况主要取决于侵彻体的形状。必须着重指出，在确定侵彻阻抗时，尖头和钝头的形状起了很重要的作用。尖头和钝头准则常用头部长径比来确定，如果比值大于等于1，则称为尖头，如果比值小于1，则认为钝头。

要想获得最大侵彻，一般希望侵彻体长和密实些，增加长度看来主要有两个缺点，第一是容易引起弯曲破坏模式的概率，第二是带来了关于旋转稳定弹丸的外弹道稳定性问题。所以，大长细比弹丸设计要用尾翼稳定，来避免上述问题。

弹丸变形增加了弹丸的直径（墩粗），因而侵彻能力就下降。因此，侵彻体应是难变形的。钢、碳化钨类和贫铀用作侵彻体都是合适的。后二者材料具有高密度优点，这些重金属可采用，但其脆性确定了碰撞条件的范围。钢是相当密实的，并具有很大的韧性，钢的可用性和比较便宜是其明显的优点。

§5.5 目标特性

公路、桥梁、工厂、坦克、舰艇和直升飞机都是典型的目标。然而，在碰撞过程中被攻击的只是目标的部件：例如坦克装甲板。所以，一种简便的目标分类方法，涉及到它们的相对厚度。假定一种“薄靶”，从实用观点来看，应力和变形的梯度是不存在的。在侵彻全过程或接近全过程中，如果靶的背面受到相当大的变形影响，那就被认为是“中厚靶”。“厚靶”可定义为弹体显著地进入靶元后，靶背面边界才影响侵彻过程。最后是，在侵彻过程中，靶背面边界不会受到影响，称“半无限靶”。另外，按照几何形状可将靶板分类，靶板若为薄板，可包括单层板，多层板，间隙板；其形状可能是平面，曲面或不规则的面。

侵彻机理的一个重要目的，是对靶板材料特性的评价。侵彻能力对弹道学来说是一个很重要的量度，对弹道学有实际意义。用一种类型的弹丸，对各种材料的侵彻情况进行比较，将会得出各种材料的抗弹性能的次序。比较侵彻能力是对靶材粗略分类的基础，如低阻抗的主要由土壤组成，中等阻抗的为混凝土和低强度的合金这样一类材料，而高阻

抗的包括高强度金属、合金钢和陶瓷。这些分类，往往引起相应的不同的侵彻现象，需要采用不同的研究方法，当前靶的分类用靶板厚度和密度关系表示，对应性是非常近似的。

一种特殊材料的性态常常是表示一种模型的依据，这种模型取决于材料的形状和特性。大多数目标特性可视为固体，但有些情况目标行为像流体。当超高速碰撞产生的强压作用于固体时，这种情况就会发生。固体模型包括一种或一些弹性、塑性、粘性和流体动力性态的范畴。此外，由于目标经受侵彻过程应力范围大，还由于发生变形和失效模型有别，精确详细说明在所有固体材料中的响应是难的。

由于弹丸的类型和靶板特性的不同，当弹打击靶板时，在弹中显然能引起许多不同种类的力。弹丸将以多种方式反作用于这些力。在碰撞时，弹可能贯穿靶，亦可能侵彻靶，也可能跳飞。

§5.6 攻击装甲

侵彻和贯穿

弹摧毁靶常常包含侵彻和贯穿两种情况，所以，区分侵彻和贯穿是有益的。侵彻可定义为弹进入靶但没有完全穿透它，贯穿通常意味着弹完全穿透了靶。

侵彻

一般来说，高速长杆侵彻体与靶板的作用可以划分为三个阶段。第一阶段是碰撞阶段，其应力波和应力水平是开始侵彻的准则。第二阶段为侵彻阶段，在此期间无论是靶板还是

侵彻体其行为好比流体。压力要远远超过材料的屈服强度，在此范围内才产生流体的动力破坏。第三阶段是贯穿阶段，这将在下面列题讨论。

侵彻体和靶板之间的相互作用为材料间的相互作用，可用材料科学的观点来说明。碰撞阶段是复杂的，通常假设为理想状态。理想化理论可以提供有用的结论，修改后可使模型改善。例如，此模型可考虑侵彻体中波的反射和靶板中的应力波。在侵彻体和靶板中波的运动可认为是减速运动，在此过程中侵彻体的材料认为没有屈服。当碰撞速度增加时，侵彻材料开始屈服，材料塑性流动，侵彻开始。碰撞阶段对侵彻体有重大的影响。在碰撞后不久，弹丸受到径向拉伸应力，打击端或径向蘑菇形杆的头部同时挤入靶板。同时，塑性波向弹丸自由端运动。有些情况下，当碰撞应力足够大时，在外加应力达到材料的最大拉伸应力时，侵彻体的本体或杆将破裂。例如在杆的头部蘑菇区的周围应力值促使轴向破裂。裂纹传播并破碎侵彻体或杆的头部。因此，当塑性波沿着杆传播时，它的轨迹就脱离了破碎材料。

总之，在碰撞瞬间应力波就开始进入靶板和弹体或杆中，而以很高的应力值作用在撞击面上。最初产生的高应力值将引起凹坑，而弹丸将侵彻靶的表面。

碰撞的第一阶段之后，在应力变弱并进而使坑中消失时，一个几乎稳定的状态就被确立了，凹坑以恒定的速度进一步加深。当速度高时，因坑底压力远远超过侵彻体和靶中材料的屈服强度，此阶段流体动力学的模拟是有用的。在侵彻过程中，弹丸可能部分破碎，亦可能变成塑性体。弹头将以有效速度v前进，而坑可设想在相反方向以速度U前进，其

中v是大于U（见图5-2）。弹坑的进展是靠延性破坏和靶板材料流向侧边而形成的。由于碰撞弹的前端和弹坑的底部被熔化，引起了压力和能量的转移。侵彻体和靶材料行为虽不像理想流体，但可以视作流体。因为杆的后面运动速度较快于杆的前面速度，在其运动过程中出现坑以一定的速度前进，从而弹丸被不断地侵蚀。被侵蚀的材料被迫倒向，相对于弹坑的底部，在弹坑壁面和剩余的侵彻体之间流动。于是弹被消耗掉了，从而转变成为圆柱形的孔，如插图的说明。总之，提供的碰撞速度足够高，弹的塑性流动对坑底部作用一压力，于是坑就被加深。这种作用成为弹被转化成圆柱孔的原因。

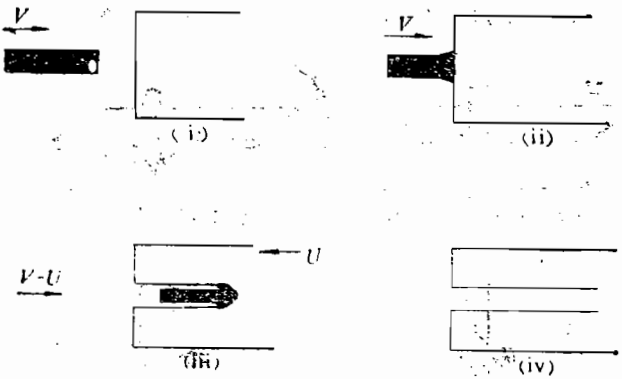


图5－2　长杆侵彻体的撞击

装甲的贯穿

贯穿是个复杂的机理过程，从理论上来说，还不能完全解释。在这一段中，我们将看到碰撞过程中一些被观察到的特征。

板的破坏是由于各种机制与一种起支配作用的机制相互作用的结果，后者取决于材料的性质、几何特征与碰撞速度。最常见的破坏类型，表示在图5-3中，包括断裂、径向断裂、崩落、结痂、冲塞、正面或背面瓣状破坏、或脆性靶的破碎和韧性扩孔。

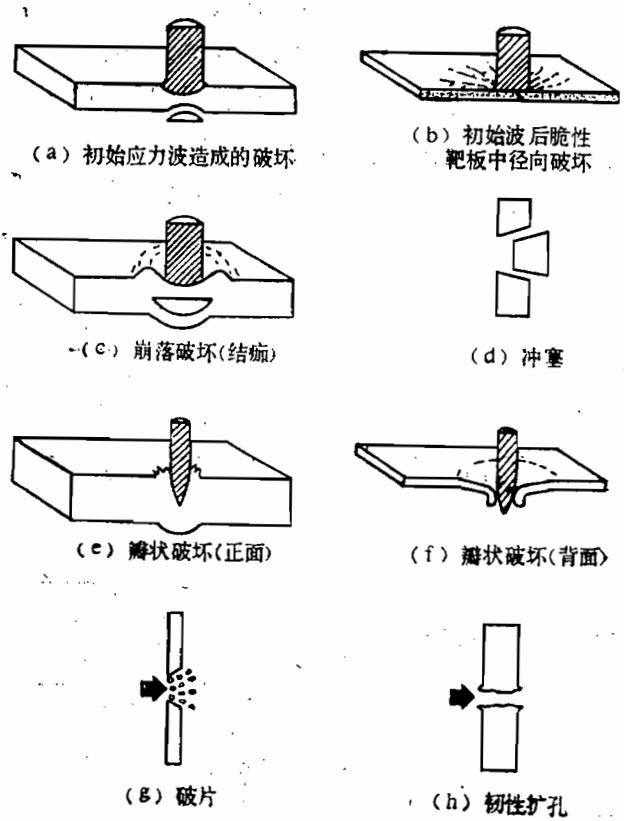


图5—3 穿孔机理

断裂

断裂包括贯穿薄靶或中厚靶产生的断裂。断裂是由初始

应力波超过靶板的最大抗压强度而引起的破坏，一般会在低强度、低密度材料中出现。径向断裂仅限于脆性靶如陶瓷。

崩落破坏（结痂）

结痂是由于初始压缩波从靶板背面反射作用的一种材料破坏，而且是一种在爆炸载荷作用下常见的现象，一个很好的例子就是碎甲弹的作用。

冲塞

冲塞产生一个其直径大致与侵彻体弹径相同近于圆柱形的塞柱并被弹丸驱动。塞子在非常硬的中厚板中很可能会被发现。最常出现在使用钝头侵彻体的情况，并对速度和攻角敏感。

花瓣状破坏

花瓣状破坏在薄板受到比较低速的尖头或锥形侵彻体碰撞时，或者受到接近弹道极限的钝头弹碰撞时最为常见。当板子背面凸起上的材料受弹的作用进一步变形，最终越过装甲的弹性性能，从而在侵彻体头部周围处产生星形裂纹。随后弹丸继续运动，把已经形成的扇形体推向背面，最终形成瓣状破坏。

破片

靶板由脆性材料组成时，就产生破片。被损坏的靶板本身产生的破片，各后继靶板相碰，其作用和弹丸一样，必须把它看作侵彻体。

延性破坏

延性类型的破坏是厚靶中最常见的一种。贯穿是因弹丸挤压通过，靠板材经向膨胀而完成的。

预测破坏

数值理论模型已经发展到试图不要进行射击实验检查就给出预测弹的贯穿能力。装甲性态是这么复杂以致这些模型中没有一个完全令人满意的。在大多数理论推导中，碰撞弹丸产生的孔体积是假定弹丸贯穿板时同弹的动能损失成正比的。

§5.7 弹丸的类型

起初以及后来更常见的反装甲弹的类型，是靠动能穿透装甲的一些实心弹。后来又演变成两种类型的化学能或者说成是爆炸破坏作用的弹。第一种称为聚能装药反坦克弹（HEAT），它是用一种成型或空心装药穿孔原理击穿装甲的。第二种是碎甲弹（HESH），它是一种内装炸药的软头弹，爆轰前粘贴在装甲上，爆轰后引起痂片飞离装甲内侧。

动能

动能弹破坏作用形式是使一个实心弹碰撞目标，将能尽可能的集中在最小的面积上。亦就是说，希望关系式 mv^2/d^2 最大，换句话说，弹应是个细长杆。但是，在火炮中和飞行中对弹的必要条件以及在目标处对弹形、尺寸和质量要求之间是矛盾的。在火炮中弹的截面积要求最大可能地承受发射火药气体的作用，而且应轻，这样弹才可能有高的 d^2/m 值，因此用低密度材料制作的弹丸可能短而粗。在飞行中确保最大动能传递给靶体是重要的，在飞至目标的弹道上弹丸速度损失应尽可能小。大密度的弹丸比起更轻的弹丸具有更好的保持存速的能力，因此有可能射程较大。而且，

具有小横截面细长形弹丸保持速度会大大好于大横截面的。所以一个长而细的实心弹是在飞行中的要求。此外，较长较细的弹丸为保持尽可能大的密度创造了条件，它的穿透性能更好。一个经得住碰撞不断裂弹丸侵彻深度是与碰撞击速度和弹长近似成正比的关系，而且还增加了侵彻体的密度。但是，非常细长的实心弹丸以高速碰撞装甲板时很可能跳弹和由于材料失效而断裂。有关专著实事求是地说明了弹失效的各种形式。在设计脱壳穿甲弹（APDS）中使上述各种不同要求得到了较好的协调。

在未采用脱壳穿甲弹以前，各种反装甲弹已被广泛使用，且通常在某些方面改进以克服上述要求的不一致性。目前的脱壳穿甲弹都有一个细小而密度高的碳化钨弹心，外面包有轻合金弹托外套，借以使次口径弹心能通过炮膛和飞离炮口。这些作用全完成后，由于空气阻力弹托便与弹心分离，因而使弹心能保存较高的能量用于对目标的侵彻，这时由于弹体直径较小，结果形成较少的消耗能。由于它们的速度很大，炮口初速范围可达1378m/s，这种弹丸有很高的射击精度，常常能获得大射程。为确保飞行稳定性，脱壳穿甲弹就必要自旋，这种旋转稳定弹必须从线膛炮中发射。

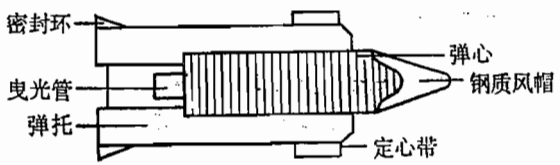


图5-4 脱壳穿甲弹的基本组成部分

对于动能弹来说，这种方法是有限度的，因为要使弹心

不能做得太长。否则就会不稳定。侵彻装甲要求细长型弹心来改善，这时要求采用尾翼获得稳定。由于使用了滑膛炮，尾翼稳定脱壳穿甲弹（APFSDS）亦能获得较高的初速。

尾翼稳定脱壳穿甲弹的主要组成的实例表示在图5-5中。然而，由动能弹传给目标的全部能量都来之于火炮，为此要付出很大的代价。例如，大而重的火炮需要吸收的后座能量也大，而且与低速弹丸火炮相比炮管的烧蚀作用也更严重了。

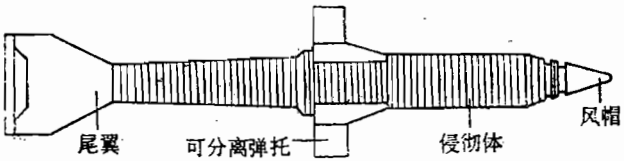


图5-5 尾翼稳定脱壳穿甲的基本组成

化学能弹—爆炸弹丸

化学形式的爆炸弹可以用多种办法攻击装甲，但并不个个都相当有效。用榴弹攻击目标主要是靠破片靠爆炸，或两者共同作用。常用杀伤榴弹的型式由图5-6说明如下：

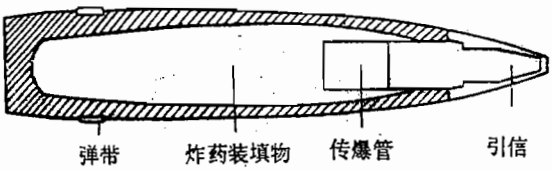


图5-6 杀伤榴弹的基本组成

榴弹由一个中空的流线形壳体组成，内装高能炸药，并

装有引信和扩爆系统，以便使弹在目标相应的位置和时间爆炸。当爆轰波通过炸药时，金属壳体开始膨胀并破碎成大量尺寸不等的碎片以高速向外抛出。这些破片可有效地对付人员和枪炮材料、软蒙皮飞行器以及飞机，给予致命部分以打击。

破片的飞行方向基本上是由弹丸的形状所决定的。对于一个球形弹丸来说，当中心起爆时，破片分布应是均匀的。对于圆柱形弹丸，大多数破片将集中成一个相当窄的破片束。最大的破片作用，是当大量破片的最大质量和速度产生时造成的。如果破片的数量增加，则给予离炸点给定距离的目标的命中机会也会增加。但是，由于破片的平均质量将会相应地减小，初始动能将会减小，而它们的速度将会很快衰减。通常现代榴弹产生的单枚破片以大约1000m/s速度飞行，而其质量在1.2g～3.75g之间。破片质量的分布取决于很多因素，诸如壳体壁厚、炸药和金属重的比率，以及金属的类型。破片的速度也被同样类似的因素所决定，但是一般薄壳榴弹将有利于破片具有高速度。杀伤航弹和榴弹、迫击炮弹、手榴弹、地雷、火箭弹和其它杀伤导弹，实际上几乎是相似的。它们的主要不同点在于所用的特殊形状、壳壁的厚度和炸药量。

爆炸冲击是通过高爆装药的爆轰所引起的。如果弹体在爆轰前穿入目标表面内，其作用最明显。在空旷环境中，爆炸对比较近距离的目标是有效的，而且破片具有更好的效应。爆炸的主要实际使用，一般为对建筑物的摧毁和结构的破坏。相反地，直接使用榴弹的爆炸和破片效应对付坦克确实是不起作用的。我们现在将讨论有关碎甲弹和破甲弹的一些

细节问题。

聚能装药效应

爆炸能可由相应的装药形状来集中，早在第二次世界大战期间，人们发现当炸药中有一个空穴衬上薄金属层，这种装药产生的破坏便大大地加强。聚能装药有各种各样的提法如空心装药，成型装药，锥孔装药和门罗装药。不管它们的名称是什么，基本上都有一个惰性材料的空心药型罩，通常为锥形金属罩，带药型罩空心装药的一般作用机理如图5-7所示：

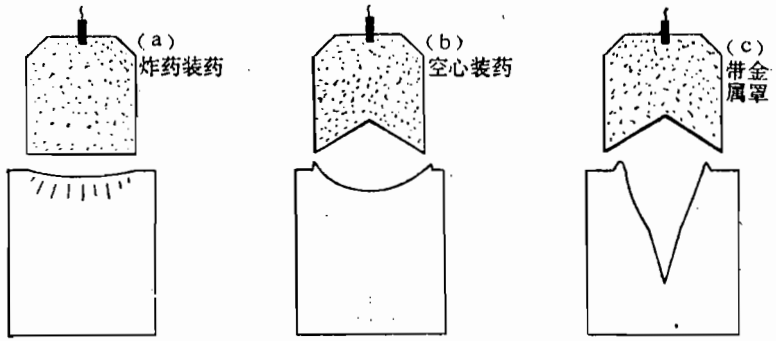


图5-7 聚能装药原理

图5-7（a）表示无凹形普通圆柱装药产生的效果；图5-7（b）表示聚能装药但无罩的装药产生的效果；第三，图5-7（C）是由金属罩聚能装药产生的效果。这种作用是由于高能装药被引爆时，爆轰波以一个角离开材料表面。因此，如果高能炸药被做成锥孔形，从锥形内表面发出的爆轰波将在沿弹轴直线上的一点处聚焦集中。药型罩在爆炸作用下闭合并产生高速射流，高密度材料在这种情况下能有很大

的侵彻能力。被压垮的锥形药型罩通常破碎成三部分：杵体，射流和破片。

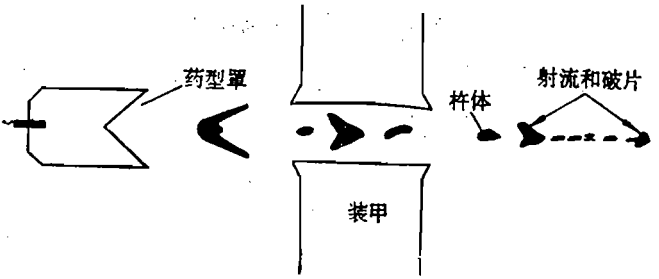


图5-8　锥形药型罩的侵彻作用

破甲弹效应

就原理而论，反坦克作用是利用聚能装药效应来实现的，利用高能装药爆炸产生的能量来压垮和粉碎药型罩而形成金属射流和杵体。

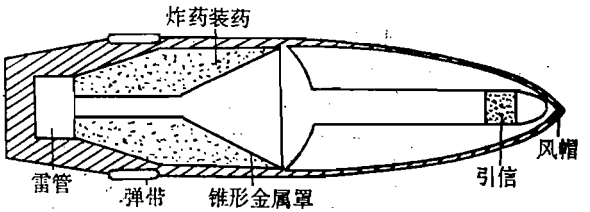


图5-9　反坦克破甲弹的基本组成

在制造聚能破甲弹的过程中，炸药装药作成带锥形凹槽，内衬用金属制的药型罩。破甲弹头部应有足够的强度以确保装药爆轰时的炸高，这样可使金属射流得到充分的延伸。弹丸减速引信突然作用，起爆装药释放出巨大的能量形

成压力波。

这种波对锥形罩内部挤压，使锥形罩进一步变形，结果一股高速气流和金属射流，在压力波的作用下，沿锥形罩的轴线被挤压出来。炸高的确定是为了确保在和装甲目标的撞击点气体和金属的压力波射流能充分地形成。对装甲的侵彻取决于很多因素，最主要的几个方面是：炸高，炸药种类，锥形罩角度，直径和厚度。将近20%的金属罩形成射流，并具有速度梯度，射流头部速度接近8000～9000m/s，而尾部大约为1000m/s。剩余的80%的药型罩形成杵体，以很低的速度大约为300m/s跟在射流的后面。射流依靠其头部高度集中的动能，约为3050MPa压力作用在装甲板上。在高应变下装甲板成为放射状，此时已达到永久性变形。靠聚能破甲弹获得侵彻是相当有效的，而少量的炸药装药就能穿透相当厚的装甲板。

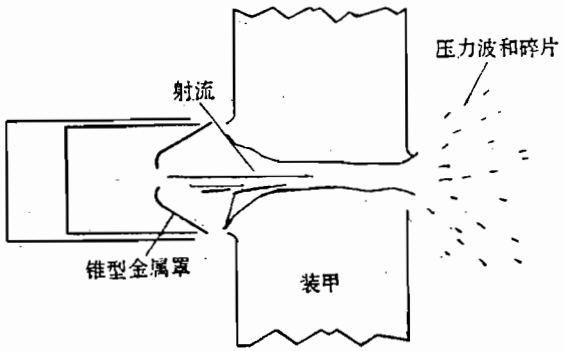


图5-10 聚能反坦克弹效应

尽管侵彻是重要的，它并不是主要考虑方面：获得装甲板后的毁坏效应才是最重要的。聚能反坦克弹在装甲板后引

起的毁坏有三种形式：可用射流本身，也可用碎片，或用超压，温度及闪光，对人员产生机械的和生理的效应。当射流穿透后，不可能所有东西都在它的前进路线上，而且射流是那样的细小，因此击中坦克内任何物体的机率是相当小的。主要的杀伤作用来自崩落片，在坦克内侧大的出口孔将会形成很多崩落片，其较大的具有杀伤能力。因此反坦克破甲弹的效能评价依据是出口孔的直径。不管怎么样，杀伤力按照侵彻深度的损失是可以得到的，反之亦然。较细射流有较大的侵彻深度，但杀伤力差。另一方面，较粗的射流，有较大的杀伤力，但是穿深降低。聚能破甲战斗部设计者必须兼顾这些矛盾因素。

影响杀伤力的许多因素中有锥形罩的直径，罩的材料与厚度和炸高。这些因素的有益讨论可在专著中找到。总之，聚能反坦克弹有能力侵彻装甲达到很大的深度，而且通过间隙装甲不受影响，可是，由于这种聚能破甲弹和常规火炮一起使用而引起一个缺点，火炮膛线给予聚能破甲弹以旋转，这种旋转的一般效应使射流分散在一个较大的面积上。在靶板表面上造成较大较浅的凹坑，而不是打出较深较小的孔。当旋转速度增加时，穿透力几乎降低50%。而最容易的解决方法是从一个滑膛炮或发射器中发射聚能破甲弹，但常常是不可能的，因为一门带膛线火炮需要发射其它类型的弹药。因此只使用的是可滑动弹带，这是英国在坦克炮上的解决方法。就靶板效应而论，与其它的化学能弹相比，聚能破甲弹在炸药装药的使用上是经济而有效的，所以特别适用于轻型的反坦克武器系统。

碎甲效应

另一种攻击装甲的方法是碎甲效应，或者是美国人所谓的塑性弹头榴弹效应。由于碎甲弹装填大量炸药，故它具有重要的第二个用途用来对付燃料仓，建筑物及人员。

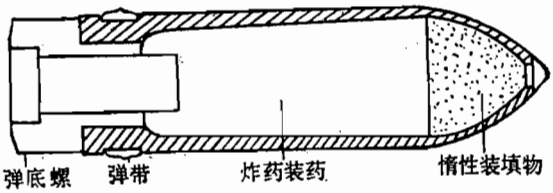


图5-11 碎甲弹的基本组成

在碎甲弹中，炸药和装甲相接触，而不是被一段距离隔开。弹底部装引信，壳体较薄，为的是能击碎目标，且头部装有一个惰性垫，位于炸药装药的顶部。当弹撞到坚硬表面时，如装甲或混凝土，薄壁壳破碎，炸药贴在目标上。随后，弹底引信引爆装药，由于此时炸药与目标直接接触，因此，高速的压应力波在目标内传播。当此压缩波达到靶板背面时，便在板内反射一拉伸波。反射的拉伸波与迎面来的压缩波相遇，两波汇合产生一加强了的应力波，它超过了靶板的抗拉强度。结果在被攻击的车辆内部，靶板背面撕下一大块痂片，它相当于一个弹丸。

有一些实际问题，其大多数在专著中已讨论过。在弹的头部装一惰性垫，对高能炸药起缓冲作用。这就避免了早炸现象。早爆会破坏其炸药堆积效应，而像常规榴弹那样产生较不利的破碎。碎甲弹的严重缺陷是它对目标上的间隙装甲无能为力。另外，碎甲弹以700m/s的撞击速度贴在任何厚于6—8mm的靶板上，而其固有动能不会使它产生任何侵

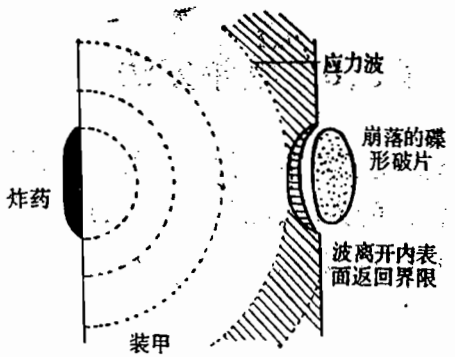


图5-12　碎甲效应

彻效应。其优点是碎甲效应完全不受撞击角度影响，而实际上以一定角度撞击时，有效接触面积会增加，当撞击角度大约为40°时，可获得最佳碎甲效果。

尽管碎甲弹存在缺陷，但是，它在对付桥墩及混凝土建筑这些类型的目标时特别有效。它构成了一个摧毁装甲很有效的弹丸，不过因较低速度和较高弹道而蒙受了损失。以例子作比较，当破甲弹和碎甲弹对坦克靶板都失效时，碎甲弹还可以对人员产生足够的生理效应，从而使坦克失去战斗力。

为了使装甲车辆设计者的工作尽可能困难，同时保持动能弹，破甲弹和碎甲弹的攻击能力是很重要的。这就能阻止防御特定类型攻击手段的装甲的发展。例如，利用轻型间隙装甲来防御碎甲弹比较容易，但它很容易受到动能弹的毁伤，反之亦然。

§5.8 数学方法

本章到此，已描述了各种对付装甲的方法，下面这节说明了各类解决实际问题的方法。那些对解决终点弹道学问题不感兴趣的读者，可跳过这节。

第五章　终点弹道学——第二部分

§5.9　终点弹道学理论

方法

终点弹道学与内弹道学和外弹道学相比，是一门新的理论。它在研究固体目标碰撞方面的技术，主要是由基于实验的经验公式、解析式和计算机仿真三部分构成。

经验公式

侵彻力学中使用的经验公式在其相关变量数目少时，是非常有用的。其中常用的经验公式：如侵彻深度P、弹坑体积C、弹道极限V_{50}*等参数，都以实验修正为基础；其修正变量有弹丸尺寸、质量m、撞击速度V、倾斜角θ、目标类型及其厚度h。例如：

$P/d=a_0 mV^2/d^3$　　基本装甲方程

$P/d=a_1(mV^2/d)^{0.6993}$　　梅林德马尔公式

$P/d=2mV^2/a_2\pi\ \pi d^3$　　莫理恩公式

$P/d=a_3\rho_t \ln(1+a_4V^2)$　　狭德恩公式

V_{50}为50%弹丸穿透时的弹道极限速度

$E_0=a_5\ d^{1.5}h^{1.4}$　　马里公式

$C=a_6(1/2mV)$　　海里公式

在这些方程中，d和E为侵彻物的直径和穿透能量；ρ_t为目标密度；a_i是任意常数。上述的经验公式避免引入大

*V_{50}为50%弹丸穿透时的弹道极限速度。

量的变数而使问题的求解复杂化，而是限制在对某一种材料上。于是描述该材料的参数量可被减至最少或完全省略。在附有严格的限制下使用时，这些经验公式对预测是非常有用的。业已证明：侵彻力学是一种与许多变量相关的复杂现象。然而经验式不能提供对物理过程的透彻理解。因此我们便转向其它方法。

解析模式

解析模式提供了类似于从实验研究为依据得到的关系式，但它们还包括以实际的技术要求为条件的系统参数之间的关系。简单的表达式就可以将经验参数元和各种物理定律结合起来。如：阻力可以被确定为某一种经验公式。这样，经验化的力学定律就被用于对某些与侵彻速度V有关的参量的计算。其方法是求解某一运动方程。这些定律中最著名的是表达式：

$$F=a_7+a_8V+a_9V^2$$

通常为简化求解侵彻问题，物理定律的应用必须伴随有严格的假定。例如：弹丸具有理想刚性、目标为理想化塑性行为；导致靶被击穿的应变有特定的性能。在撞击物与靶之间的动量或能量平衡已被成功地应用。其它公式包括有：1. 由于弹丸运动引起的对靶的压力，摩擦力和目标惯性力的作用；2. 仅仅是目标靶自身的阻力与惯性力；3. 靶的惯性力、流动阻力与摩擦力综合作用。

超高速

超高速碰撞过程中产生的应力容许忽略被撞物本身的刚性和可压缩性；这样撞击过程可视作流体。于是对材料特性的描述就可大大简化。随后，流体力学就能用于靶和弹丸强

度的修正项。流体力学模型已被用来研究成型装药的侵彻特性；也可研究长杆中波的传播。该长杆用于模拟动能侵彻体。

计算机仿真——数值解

因为终点弹道学理论过于复杂，因此大多数现行工作都采用数值法的解算方式。简言之，我们应用了一些现代计算机编码来求解随目标大小而定的特殊问题。戈德史密斯为进一步研究提供了大量的参考文献。对于薄板侵彻与击穿问题求解，有各种不同的计算机编码来计算这个在终点弹道学中的大领域。对在爆炸加载下的多夹层圆板的应变的计算机算法，使用结构弹性／塑性程序DEPROSS，其结果可令人信服地与测出的偏差与变形相比较。程序STEEP用于研究薄铝板、钢板和氧化隔板在球速为7500至15000m／s碰撞下，在板后产生的喷射物的特性。碎片云的扩散情况用计算机描绘出来。这些抛散物云团的轴向动量与动能效应被加以估价。GRAM程序用于求解穿孔类问题中诸如冲塞型与花瓣型破坏。GRAM程序也可用于研究等重量、等直径的钢圆柱体，截锥体以及尖头卵形弹丸的侵彻；并以高达1000 m／s的各种速度穿射入钢与铝板中。有关高速碰撞现象的专著包括一些研究论文，以及关于薄靶和屏障在超高速穿孔碎片产生的行为的CAMEC计算图象。参考有关包含侵彻力学的专著，并给出了薄板穿孔的数值计算方面的一些有用的文献。端部装有碳化钨的钢弹以1000至1300m／s的运动速度对铝和装甲钢板撞击，用SHEP程序已作了检验研究。侵彻量、冲塞和孔的形成已在有关文献中作了严格地分析处理。数值研究应用于超高速碰撞、弹道撞击过程引起薄板中冲塞破坏、以及成形装药射流形成在有关文献中作了描述。

厚靶

业已描述的大部份数值计算过程也同样适用于研究厚靶的情况；或很容易转化为厚靶的计算。尽管这时其断裂过程远比前者复杂得多。

半无限厚板

使用 WAVE-L 与 PISCES-DL2 程序的数值计算已应用到土壤侵彻。计算结果表明：当不变形的弹丸被全部嵌埋进一给定的土层后，侵彻过程就稳定了。土壤的扰动并非远离弹丸，但通常有土壤沿弹的头部分离开来。由于弹丸的变形极小，所以弹丸可以视作刚性体。对地的侵彻旨在发射一战斗部，其爆轰作用不是摧毁地下室建筑就是给公路或铁路带来大范围的弹坑。

§5.10 小　　结

碰撞速度、厚度、攻角以及材料性能的取值范围是建立计算程序的基础。由于存在着各种研究侵彻力学的方法，就有必要从中确定一些程序。这些求解方法是多种多样的，从对各检测结果的简单解释到详尽的力学理论都有所不同。这种方法的多样性，部份是由于对致力研究的现象的不同观察角度所引起的。碰撞速度的范围导致的力学现象说明是非线性的；且涉及行为的显著变化。

对某一特定问题的最简单处理方法是导出一个经验公式；这种方法明显缺点是不利于应用在其它场合中。解析模式是获得简单解的可能方法；这是因为解析模式导出的结论是通过从理想化与简单化的基本概念中得出的，然后将所得

的表达式变为某些可应用的形式。表示基本守恒定律与结构关系的微分方程组的数值解给问题的答案提供了求解方法，但数值解具有昂贵与复杂化的缺点。

自测验题

1.影响撞击现象的主要因素是什么？

2.侵彻和贯穿两者有何不同？

3.通常描述长杆穿甲弹与靶体相互作用的三个阶段是什么？

4.试述靶体能被弹丸破坏而不完全穿透装甲的几种方法。

5.脱壳穿甲弹的主要特点是什么？

6.与脱壳穿甲弹相比较，尾翼稳定脱壳穿甲弹的优点是什么？

7.在什么条件下

（a）爆炸杀伤起作用

（b）破片杀伤起作用

8.聚能破甲弹怎样达到攻击装甲的主要效能。

9.什么类型的反坦克弹丸对间隙装甲失效？

10.研究终点弹道的主要途径是什么？

第六章　创伤弹道学

§6.1　问　　题

创伤弹道学是研究抛射体在身体内的运动及其创伤能力的一门科学。所以它是基于对子弹或破片创伤效应的认识，子弹或破片穿过时可能造成90％以上的战伤。当抛射体打击和侵彻软组织时，创伤就是由于组织吸收了抛射体给予的能量引起的；因此创伤弹道的研究，要求了解子弹在飞行中的行为及其侵彻时在组织中的效应。这些效应将依赖于子弹的尺寸、形状、结构尤其是速度和稳定性。在身体内，组织的弹性和密度是影响侵彻体减速的重要因素。身体内的软组织，像水，是空气密度的800到900倍，当子弹射入这些组织时，几乎总是不稳定的，任何偏航角一旦出现，都会大大增加，并随之造成更大的损害。实际上试验已经指出，撞击时一个非常小的偏航，在目标内都可能发展到50°到100°的偏航。一般地，子弹可能在三分之一的路线上造成伤害，与它的速度有关。

§6.2　损伤原因

撕裂和挤压

低速即亚音速抛射体的主要效应是侵彻、挤压和强迫组织分开。只有被直接命中的组织才受到损伤，而且实际的创

伤损坏相当于刀伤。撕裂和挤压效应一般并不严重，除非致命器官或主要血管直接损伤。

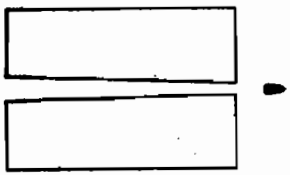


图6-1 亚音速弹丸的伤道

图6-1表示了小型亚音速弹丸侵彻明胶•块的典型弹道。子弹释放的能量只用于明胶移动而形成一个小的伤道。对于高速和超音速弹丸将产生其他两种类型的损伤。

应力波

当高速子弹经过固体组织产生伤道时，它压缩其前方的介质，此压缩区以球面应力波的形式向外运动（见图6-2）。应力波的速度近似等于水中的音速，即1500m/s。由应力波引起的压力变化只持续约百万分之一秒，其峰值压力可达100个大气压⁺。尽管组织的惰性不允许应力波引起组织位移，但是在离开永久伤道相当远的距离上仍可造成神经的损坏。

暂时空腔

高速弹丸造成严重创伤主要是由于暂时空腔引起的。当子弹进入身体时，向周围组织传递动量，此动量引起组织运动和振荡，甚至到子弹穿过之后，于是产生一个较大的空腔：其尺寸常常可达30～40倍弹径。此空腔在恢复到半永久形状之前的几毫秒时间里，将经过几次脉动、膨胀和收缩。在组织中，这些激烈的变化足够损伤弹丸直接伤道外面的骨骼，破坏肌体和血管，损伤神经。暂时空腔的形状，除去偏航的影响之外，呈椭球形。因为空腔压力低于大气压力，且由于

• 20%的明胶和肥皂常常用于模拟人体的创伤弹道研究。

⁺1个大气压相当0.1MPa。

入口和出口与外界相连，所以来自外面的细菌同衣物和碎片一起都将有效地冲入创道的深处。

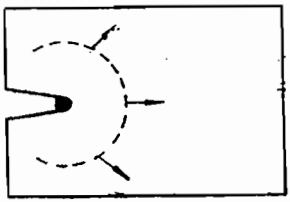


图6-2　高速弹丸形成的应力波

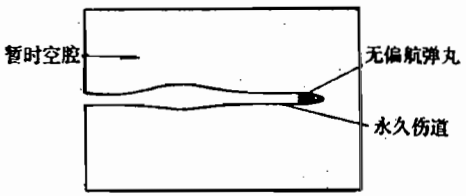


图6-3　高速弹丸形成的暂时空腔

空腔主要出现在弹丸穿过之后，它说明了高速弹丸创伤的爆炸性质。给予组织的能量越大，暂时空腔的尺寸越大，损伤扩展的越多。

§6.3　弹药设计和创伤效应

逻辑制约

弹丸设计对创伤效应有很大影响。1899年海牙协定（Hague Convention）禁止使用具有开槽外壳或者弹头磨平露铅的子弹，因为它撞击时会剥掉外壳，这样的设计将使铅心变成蘑菇状，造成非常严重的入口伤。然而，协定缺乏对象偏航和速度效应等因素的充分估价，这是因为作为一门科学的创伤弹道还未开始发展。

速度和稳定性

手枪子弹用于引起损伤的能量比较少，所有的步枪子弹都具有较多的能量。碰撞时如果步枪子弹是稳定的，它会直接穿过目标，并释放其能量的10～20%。如果是不稳定的，

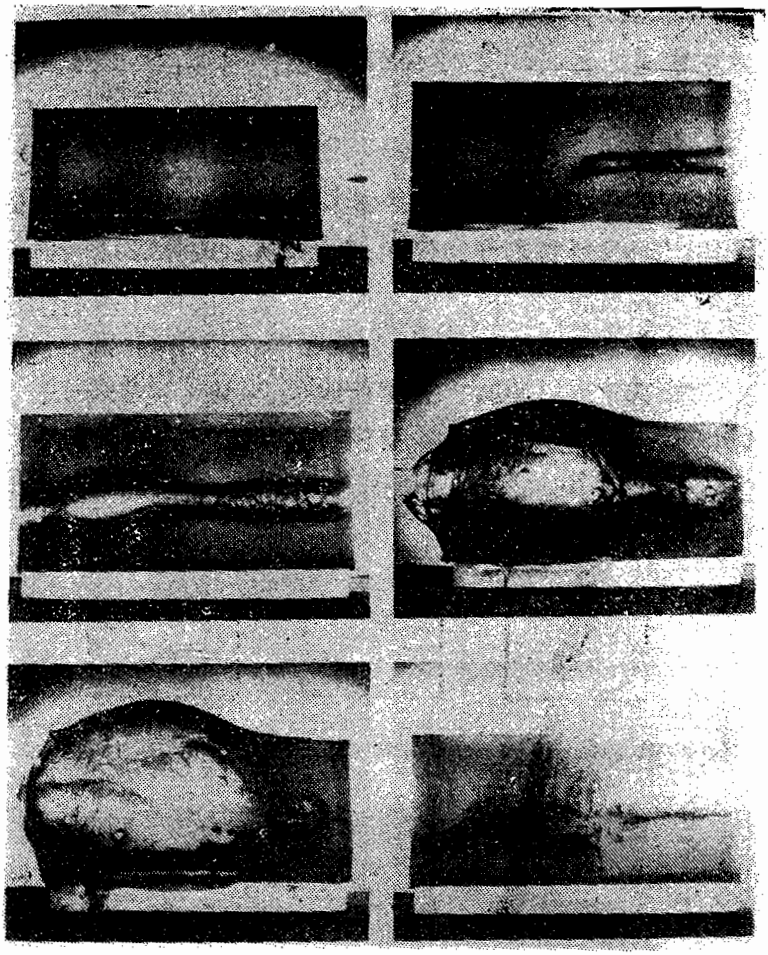


图6-4　从高速电影胶片上选取的表示暂时空腔的静止照相

可能释放60～70%的能量，因此会造成更严重的创伤。在极端情况下，倘若碰撞时子弹破碎，所有能量都将消耗完毕，并导致严重创伤。子弹创伤的外部状态可能是虚假的，如果子弹进入和离开身体是正对的，那么不管子弹穿过身体期间

会造成多么严重的损伤，通常都形成一个小孔。如果子弹进入或更普遍地是离开皮肤时倾斜到某种程度，那么皮肤上的孔将加大，且不规则，但是内部损伤可能不太严重。

弹丸设计

在消耗总能量相同的条件下，子弹的设计在组织上的效应可能产生深刻的差异。例如，子弹软，碰撞时打成扁平，产生很大的表面积，所以阻力很大。这样的设计将使能量释放的非常早（见图6-5左）。如果是一个不稳定的带壳子弹，随着子弹开始偏航，能量释放越迅速（见图6-5中）。如果是稳定的带壳子弹，能量释放的稍许晚些，观察到的伤道也较长（见图6-5右）。显然，伤道的长度是子弹在软组织内稳定性的度量。

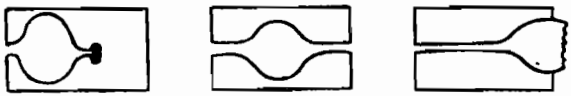


图6-5　软子弹、不稳定的带壳子弹、稳定的带壳子弹各自的创伤效应

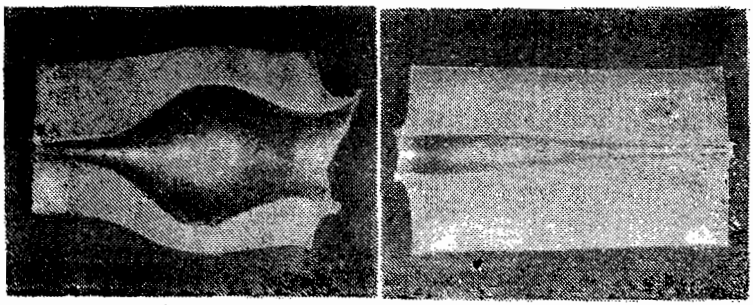


图6-6　标准肥皂块中表示的永久性空腔效应

最后，影响创伤效应的设计有两种特殊的情况很值得一

提。英国的.303英寸子弹产生一个并非故意设计的严重创伤。在该设计中，头部装填物由一个金属塞组成，头部趋于折断并能引起创伤，接着子弹破碎，产生更严重的创伤效应。然而，这种设计的目的只是使弹心尽可能后移，以改善子弹的外弹道性能。另一种弹丸如日本的6.5mm步枪子弹，在底部具有一个加厚的铅心，尽管口径小，速度低，命中组织时却会产生有害的翻转，造成严重的创伤。所以近些年来，子弹的设计不仅仅与外弹道和射击精度有关，而且也涉及到创伤效应。

§6.4 铠　甲

必要性

自古以来，人们就有了铠甲的概念。在现代生活中，要求铠甲轻便且能阻止高速子弹。此种要求包括在战场上和内部治安上两个方面。早期的防弹衣主要由金属板制作，一般很笨拙。然而，冶金学和合成材料的发展，已经能够生产有效的防弹衣，轻便，穿着舒适。

高速弹丸碰撞时造成的严重损伤或破坏能力可以通过其动能E来确定。更确切地说，对于不同形状的弹丸，用E/A来确定损害能力更方便，其中A是碰撞时的接触面积。采用的铠甲必须阻止弹丸的侵彻，并能消耗掉弹丸的大部分动能。对于高速子弹，要达到这一点是极端困难的，因为铠甲的重量和体积受到严格的约束。也就是因为身体与铠甲接触，生命器官对相当小的动能都比较敏感，所以使问题进一步复杂化。不过，对于这个问题已产生了不同的解决办法。

金属装甲

金属装甲可起到完全阻止子弹和预防任何侵彻体的作用。它通常打碎弹丸，把能量分布在平板的一个较大的表面积上。金属装甲是阻止高速步枪子弹的最好材料，也是阻止钢心子弹和穿甲弹的唯一成功的材料。现代技术已能够生产轻型低合金钢装甲。该装甲可用在轻型蒙皮上，用于总的弹道防御，也可插入车辆和直升机的门和座椅中。金属装甲通常能够经受住子弹在同一面积上的多次撞击，能够经受住这样紧密和反复射击是其它装甲所没有的，为某种用途选择金属的时候，这种能力是一个有力的因素。另一方面，所有的金属装甲在弹丸撞击时都具有层裂的缺点：这是由于冲击波自背表面反射的结果。金属装甲的另一个缺点如图6-7所示，如果金属板与身体接触，冲击波能够透射到下面的组织，并出现空腔效应的损伤。

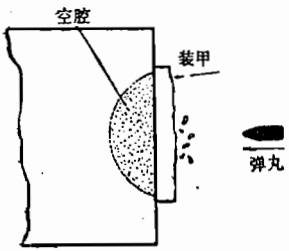


图6-7 有金属装甲时可能空腔效应

增强塑料装甲

增强塑料装甲通过对子弹的部分抑制和吸收而起到防御作用。子弹在每次打击的过程中都部分的破坏了它命中的装甲表面，所以在多次打击一小块面积时，塑料的防御能力不如金属好。假如整个防护板需要继续使用，那么受冲击的装甲表面必须替换。塑料容易成型，适于特殊应用。虽然它能够很好地抵抗来自手榴弹或榴弹的破片的打击，但在允许重量的条件下，只能抵御低速子弹。

陶瓷装甲

陶瓷的特点在于它的高硬度和低密度。穿甲设计希望高密度、高硬度的弹心材料，尤其是碳化钨。对碳化钨子弹的有效打击，陶瓷层的硬度将优于子弹，所以某些物品如碳化硼被典型地用于陶瓷装甲，通过材料的星裂破裂和广泛迅速的变质来消除弹道冲击。但任何一块表面都不允许进行多次打击，为限制这种作用，通常采用小瓦片的形式，其中每一块只接受一次打击。必须接受时，可采用某些额外的保护形式，例如织物装甲，它能给所有标准口径的子弹以非常高水平的防护。陶瓷装甲的主要缺点是太贵，必须替换任何损坏的瓦片，致使这类装甲只适合于特殊用途。

织物装甲

织物装甲是由多层厚织物如尼龙或凯夫隆缝制在一起构成的。它能阻止任何圆头子弹，例如大约16层可阻止以330m/s飞行的9mm子弹。当子弹命中时，被拦截在厚织物中，头部迅速变形呈圆蘑菇状。此时这种圆蘑菇状子弹已没有能力穿过纤维网眼，并最后停止。不管几层，材料愈柔韧，愈容易缝制成一个紧腰大衣。由于撞击时产生空腔，所以对穿着者有损伤的可能性，不过任何损伤程度都普遍地被认为比较小了。

透明装甲

透明装甲一般由玻璃、聚碳酸脂或聚丙烯塑料三种材料之一制成。为破坏弹丸产生的应力波的冲击，需要将这些材料以某种比例制成叠层，以防止突然断裂。玻璃甲是唯一的用做抵御步枪子弹的透明装甲，不过在重量上的应用具有明显严重的缺点。为防止每次撞击时层裂痂片的飞离，在玻璃后面需用夹层是最重要的。塑料装甲如聚碳酸脂板实际上是

不破的，可做为有用的防护，在薄夹层中它对低速子弹能给予很好的防护，但是不能抵御步枪子弹。一般说来，它还有不碎的优点。

复合装甲

复合装甲的概念是能够消耗大量的动能，而不向位于装甲后面的目标传递能量。达到这一点有三个途径：第一，减缓弹丸，以降低动能；第二，引起弹丸破碎，减少单位面积上的动能；第三，吸收剩余的动能。

实际上，外层由金属、内部由陶瓷、背面由塑料组成的三层复合装甲可提供有效的防护。金属层使弹丸减速，陶瓷层引起弹丸破碎，最后是塑料层，由于它能产生弹性变形，所以可吸收动能。此外，塑料还提供一个保护背面，通过适当的选择，可使应力反射和此处的层裂减至最小。这种复合装甲比金属装甲具有重要的优点。对于不同的攻角，复合装甲比金属装甲也具有比较好的性能。然而，虽然制造复合装甲时采用了各种装甲的优点，但是它仍有许多缺点：它受到重复使用能力的限制，因为陶瓷层的逐渐毁坏不容易修理；此外，制造昂贵。

目前，复合装甲在许多情况下正在替代其他类型装甲。这是由于它比较轻及陶瓷层的有效性。虽然陶瓷加工昂贵，但新技术有可能减少费用。然而最终，特殊类型装甲的使用终究要依赖于可能有的攻击形式。

自测验题

1.创伤是由什么物理量引起的？

2.什么因素使侵彻弹丸减速？

3.引起暂时空腔的原因是什么？

4.当子弹消耗相同的动能时，就一定产生相同的创伤效应吗？

5.铠甲的主要用途是什么？

6.金属装甲比其他类型装甲有什么优点和缺点？

7.陶瓷装甲有什么优点和缺点？

8.织物装甲怎样阻止弹丸或破片的侵入？

第七章　弹道测试技术

§7.1　引　　言

所有的弹道现象及大量的复杂相互作用的事件均是在高速情况下出现的。为了研究这些现象，就必须使用特殊的仪器。在本章中，我们可看到应用于弹道学各分支中的各种高速摄影技术；同时也将了解与之有关的外部及内部设备及仪器。我们常常涉及的测量包括有微秒级摄象、弹丸速度、位移、偏航与旋转；以及上千兆帕的压力测量。

§7.2　弹道中的高速摄影技术

问题

高速摄影被直接应用于所有弹道学部门中。但弹道摄影技术包括了非常宽的课题内容，至使我们仅能阐述那些我们尚已建立并且容易采用的技术。一般说来，弹道学中所有事件都是迅速发生的。为获得清晰的照片，爆光时间通常很短。当被摄目标的运动加快时，爆光时间必须减小，而照射量必须增大。或必须采用电子技术人为地增强被摄图象。

摄影系统

一个摄影系统主要由光源、光学系统、快门和记录图象的手段或设备构成。所选择的摄影系统特定类型取决于被摄物持续时间。对不同型的照射源的典型的持续时间表示如

下：

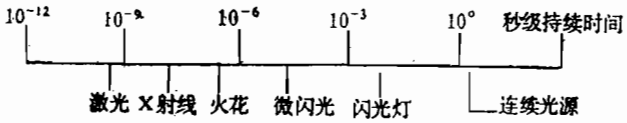


图7-1　不同照射源的时间尺度

例如，直径为7.62mm的弹丸，在每秒为840m速度运行时的位移量约为1mm／1.2×10^{-6}s。欲“冷冻”住这一运动状态，则需要的光源远比这一持续时间短。因此我们使用了火花式闪光源。若有一典型的持续时间为10^{-5}s的微闪光系统，则子弹照片就模糊不清。若要记录下单一运动过程，则需使用带有快门的持续光源（这时快门与运动的胶片机构相连接）。若需要记录时间历史，通常采用这样几种办法：1.用高速运动胶片；2.用可横向扫描胶片的光／机图象扫描器固定住胶片；3.用与运动胶片同步的办法。对一组有限数目的图象，可采用对移动胶片重复叠加的方式记录下火花或闪光序列摄影的内容。

微闪光摄影

对微闪光系统，可以产生一些微秒级持续时间的强闪光。这一闪光是在由装有氩或氙的充气灯的高压放电时产生的。并且这种闪光系统可用于提供所需的照射如短促爆光，这对于获得具有清晰轮廓的高速运动物体图象是必需的。

通常这一技术仅仅适用于亚音速弹丸的摄影。微闪光摄影在研究飞行弹丸的弹道作用方面有许多应用，可以观察在发射期间可能持续产生的不规则特性或损坏情形。用多路闪光可以获得对某一特定发射过程的一系列照片。同样的系统

也可以用于测量弹丸的旋转运动。要得到这类照片，先沿弹体纵向画上线条，就可在其飞行时拍照。闪光的形成采用了将两只微闪光灯上下移动一特定距离的办法。两次闪光之间的时间间隔被记录下来；在此期间弹头的旋转情形可从照片上测量出。从测量结果就可以计算出旋转速度。在需要的瞬间触发闪光可以用切断光束、切断电路；或用声检测等方法来实现。

火花式摄影——阴影摄影技术

对于弹道摄影来说，各种火花摄影法当然是最古老的方法，但仍继续得到广泛使用。其最大优点在于它的短促爆光时间。通常对于持续时间低于0.5ms的火花是由通过如像氩气那样的气体释放高压电而产生的。其安放位置在弹丸与摄影机对应的另一方。这样火花发出的闪光就对被摄物产生了“阴影”。在对某一超音速飞行的弹丸作阴影摄影时，火花闪光常用一只探测器来触发。该探测器可感应到来自于飞行弹丸的头部前冲击波。这种冲击波被视为某种阴影。这是因为冲击波大压力扰动而引起其密度的梯度变化；于是这种变化使光相对于原来的直通路径产生折射。这一现象可由照片中出现的黑条纹得到证实。

采用在已知时间延迟来触发几次火花隙的方法，连续运动图像则可以被记录在胶片上。

火花摄影技术用于研究以下一些弹道学问题：如装甲的侵彻与防护、偏航测量、空气阻力、特定形状弹丸的空气动力特性以及当其受压力波影响时，围绕着弹丸周围的空气流情形。

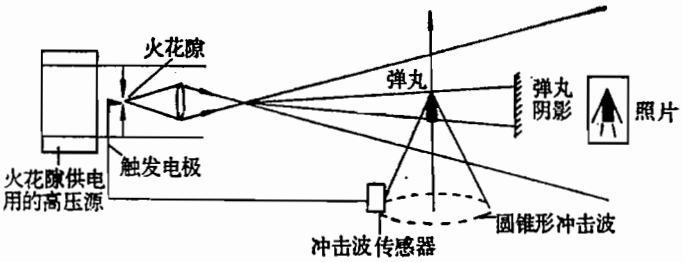


图7-2　关于火花摄影的实验布局

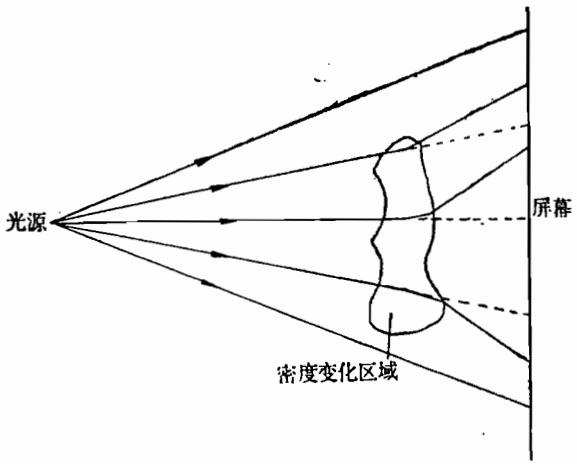


图7-3　阴影摄影的图解

斯奇里亚莱恩法

斯奇里亚莱恩技术是检测观察场中的密度变化的另一种方法。从一个小光源发射的全部光线被聚焦到一个小遮挡物上。在观察空间域中，仅仅由于压力扰动折射的光线才被聚焦在摄影面上。

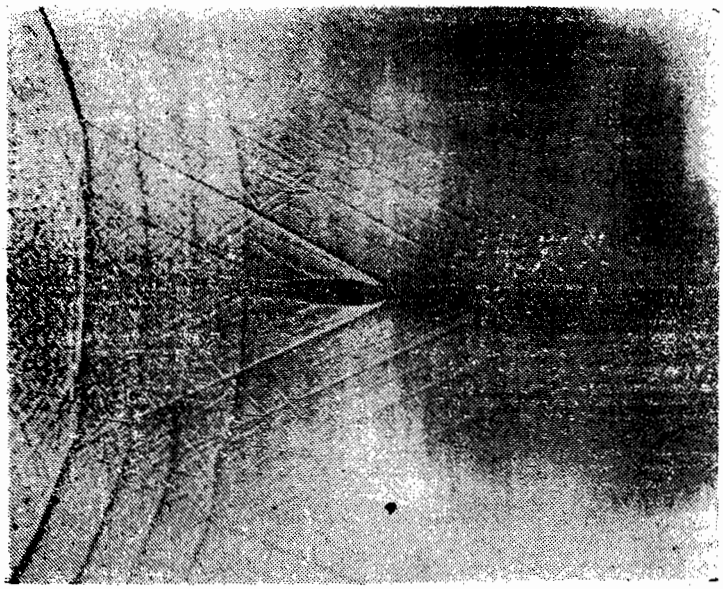


图7-4　多次火花爆光的摄影

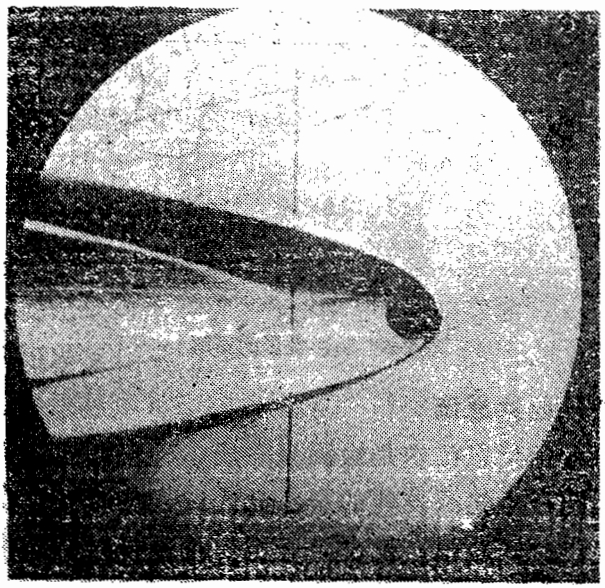


图7-5　球形弹丸的斯奇里亚莱恩照片

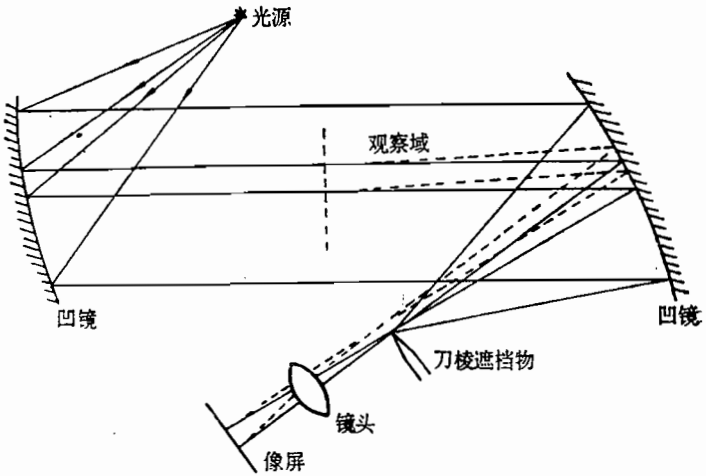


图7-6 斯奇里亚莱恩系统

§7.3 高速电影胶带摄影技术

慢速拖带

采用高帧速拍摄的胶带，用速度为16～24幅/s的常速放映法，可将时间尺度扩展。从而使记录的图象能以慢速进行观察。传统的电影胶卷式照像机应用机械系统来传输胶片。其方法是用爪轮嵌入胶卷边缘的穿孔内；且拉着胶带一幅一幅地移过镜头。由于在爆光瞬间，胶带被置放于镜头的前部，其运动速度为中速，因而摄制的照片效果很清晰。传统相机的卷片速度最终受胶片本身的机械强度的限制，若超过1000幅/s则胶片会被撕坏。因此，欲获得较高的帧速，则需

要用不同的胶卷传送系统。连续移动型相机满足了这一要求。

中速摄带

中速照相机（16mm胶卷）速度可大约达到10,000幅/s，对四分之一幅，可超过20,000幅/s，这种相机有较高的通用性，大概是目前弹道测试中使用最广泛的一种。

胶卷以连续的高速运动通过相机，爆光瞬间不停顿。为防止由于胶带运动造成图像模糊不清的情况，一种“光学补偿器”组装到胶带与镜头之间，如图7-7所示，它采取了旋转玻璃障碍块（棱镜），其运动由齿轮机构与胶卷驱动器相接，当障碍块旋转时，来自于镜头的光线被折射到某一区域中（这取决于障碍块角度的安放位置），并且其效果是在与胶卷移动的同一方向移动图象。这种方式还不能工作得像传统的低速照相那么好，但这种连续移动胶片的相机可令人满意地工作在卷片速度达10^4幅/s的情形下，若一个标准的30m卷片轴被加速到这个速度上，则胶片将达到每小时273km

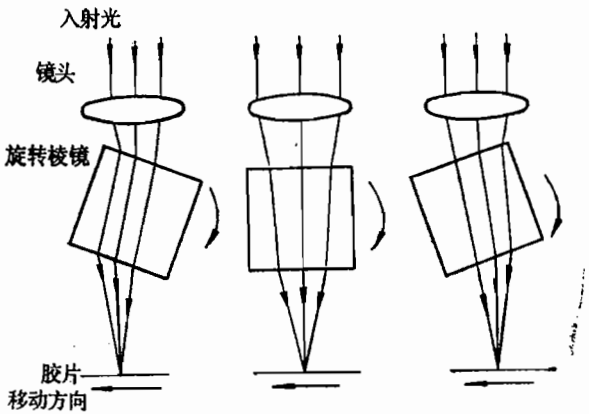


图7-7　由旋转玻璃块来补偿胶片运动

的速度，且以低于四分之三秒的速度爆光。显然这时在拍照中正确的快门触发时刻是很关键的。

卷片速度受电机的控制。这些电机用于驱动链齿驱动轮和卷带轴。有用的记录时间受将相机加速至工作速度的那段时间的支配。实际使用中常常在胶卷边缘录制上时间基准，以便分析求解精确的卷片速度，这可用一只发光二极管来完成，该管以某一已知速度简单地在运动胶片边缘处闪烁出一个小光斑。例如可以千分之一秒的速度。

光线

伴随快速卷片运动极短的爆光时间，必须产生高强度光线。对大部份摄影，可用超压强溢光灯（photoflood lamps）来提供。典型的情况为，这些灯可加至750或1000W，并常有插入式反射器，以便将光线聚焦到被试验物上去。更精巧的闪光灯被称为“同步闪光”或“选通脉冲照射”法（它们是由频闪观测器单元产生的信号）。简言之，它可用气体放电式电灯泡提供一种短暂的高强度重复闪光。它可以同照相机同步，因而可按卷片速度闪光。这就是说对每一次爆光，可产生一间隙式闪光，提供比强溢光灯可得到的闪光能量更为强烈的光照射。

弹道同步法

采用不带有隔光棱镜的中速照相机，则弹道同步拍摄成为一种很有用的技术。这种技术可产生出高质量的前景明亮的照片：能表现出弹丸条件、偏航与旋转速度以及弹托和闭气环的工作状态。用于对弹丸运动补偿的方法表示在图7-8中。

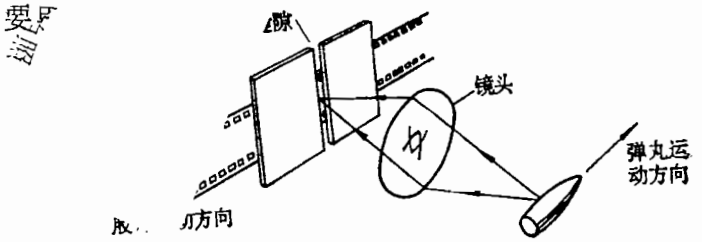


图7-8　弹道同步技术

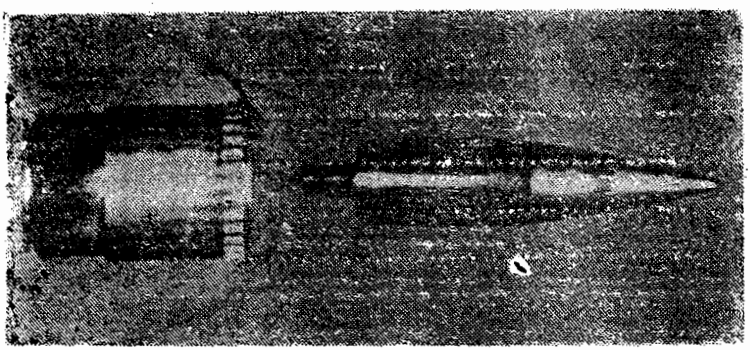


图7-9　120mm脱壳穿甲弹同步弹道记录

高速照相机

超过某一加速限度时，卷片机构就无法工作了，这时就采用各种替换方法来获得较多的卷片速率。现在有不少各种类型的高速照相机。其中不少类型允许胶片保持稳定，并采用旋转光镜或棱镜反射对被摄入照相的景像跨扫摄影。其构造分为两种形式：条纹照相机与帧动结构式照相机。条纹照片是由无任何胶片移动补偿的相机摄得的。它特别适用于爆炸研究，这时记录照片是通过对移动开镜头的胶片连续爆光得到的。图7-10与图7-11示出了这两种类型照相机装置原

理。它们的摄速可达几百万幅/s，这时，被照射物体需要的大量的光线；且由于每卷胶带长的有限帧数也引起了不少的问题。光镜与被测景位置同步问题也产生了。

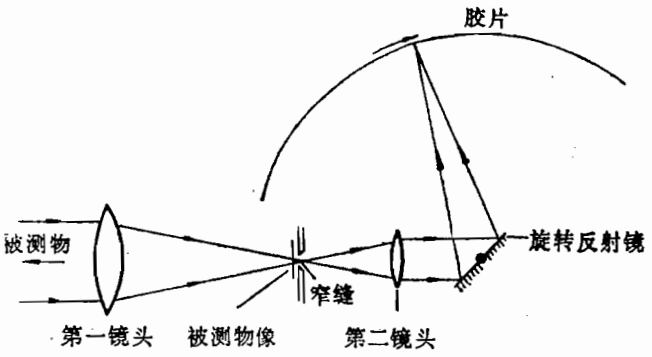


图7-10　旋转镜面式条纹照像机

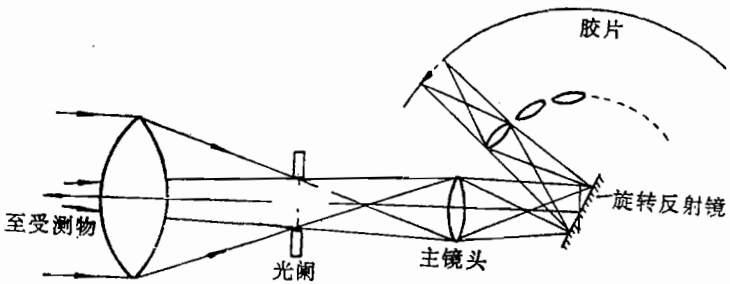


图7-11　旋转镜面式分帧照像机

图象转换式照相机

图像转换式照相机主要优点是：可对被摄图像亮度作电子增强处理。从而可在普通胶片上获得短促爆光照片。一台典型的图像转换型照相机的帧移动速度范围可取在10,000至2×10^7幅/s内，且爆光时间可短至10ns级。图7-12展示了这

类相机的内部原理图。

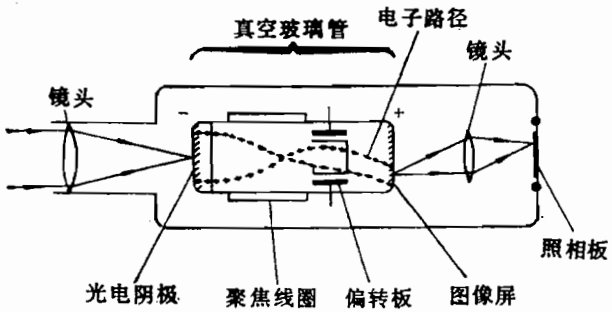


图7-12　图像转换式照像机示图

被摄景物首先成像到光阴极上，所感应的电子束便被聚焦到磷光屏上。当图像通过像增强器后，画面的原来的明亮度便增加到可从荧光屏上拍照的程度。采用电子控制的技术，携带着被摄图象的电子束可被快门摄影；并可对荧光屏做横跨扫描。这样就使得多幅连贯的图像被分别拍摄下来。图7-13表示出用正常工作模式与条纹模式拍摄的图像转换照片。

闪光辐射摄影

在一些弹道研究中，获得合适照片的唯一方式是采用X射线；它们是由电子对金属阳极的轰击而产生的。对于闪光辐射摄影，其常用的波长范围在10^{-4}到10^{-1}nm，且持续时间为1μs或更短。

最初仅单次爆光能够被获取到，但现已发展为可用一只闪光管连续放电以获得摄速达每秒150至200幅照片。目前，帧速每秒为10^{6}幅或更高些的情形已成为可能。多达五幅照片

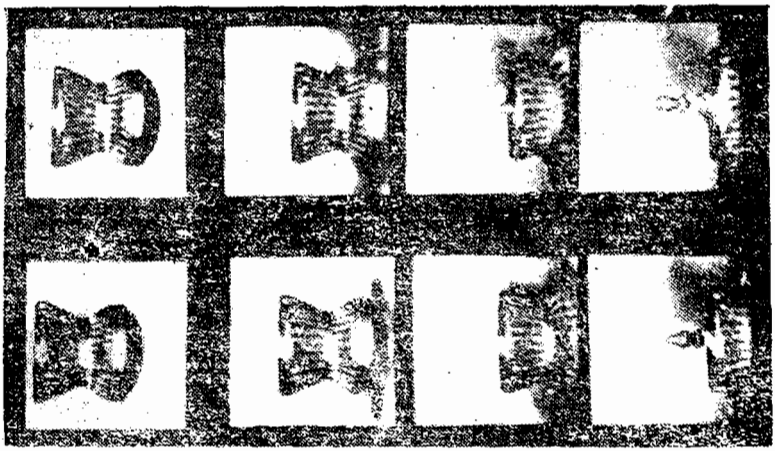


图7-13　铅弹对硬目标的撞击（帧速10^5幅/s）



图7-14　0.45英寸手枪射击时的X射线阴影摄影

可以被记录在同一帧幅上，但这时就不能分辨清晰了。对更高的帧速要求，普遍多采用连续胶片方法。最近的发展已采用像增强器。这使得X射线图被变换为光学图像，因而可采用普通的电影摄影机进行拍照。

要获得炮管内作用的辐射摄影照片需要高的穿透能量。典型的测量方法是用于对膛内弹丸随时间的运动情况进行观测，也可观测在击发力作用下的内部机械零件的行为。炮口处有发射药气体的火焰及闪光；对这一区域摄影观测是特别困难的。因而这对辐射摄影技术而言是一个很适合的研究题目，例如观测弹托的分离机理和弹丸本身的完整性。把摄影与已知的数据传输线对比，就能观测到弹丸的偏航量。

在外弹道学过程中的飞行相位研究，传统的摄影技术通常更有效些。然而X射线可用于研究内部机构的作用与状态（如引信）。在终点弹道学中，所涉及的许多目标材料都是金属或其它一些对一般拍摄方式来说是不透明的材料。而闪光辐射摄影为观测弹丸与靶之间在侵彻过程的内部作用，提供了唯一可用的方法。此法的另一优点是能够穿过亮光（这常常与冲击作用相联系）拍照。辐射摄影法在创伤弹道学中也是十分有用的，这时，一般的拍摄方法就受到了限制。

§7.4 外弹道测量方法

本节将描述用于研究外弹道的最常用的测量设备。如以前所述，我们通常要测量的是弹丸的位移运动、速度、延迟、偏航与旋转速度。

光检测器计时钟（PCC）

光检计时钟设备是测量弹丸速度的光电系统。其方法是对在已知一段长度上对弹道精确计时。它用两只光强检测器屏障和一只计速器组成，它们由两根互接电缆线连成一体。根据弹丸尺寸与发射仰角大小可采用不同类型的探测屏障。

探测屏是由镜头、狭缝和与放大器相连的光电检测器组成。这种系统配置方式可使得来自检测屏上方空间的光线被镜头收集，并聚焦到狭缝上；通过狭缝，光线传至下面的光电检测器上。弹丸的通过使达到光电检测器的部份光线切断，由此造成光电检测器电流的突然下降，这就触发了计数器工作。

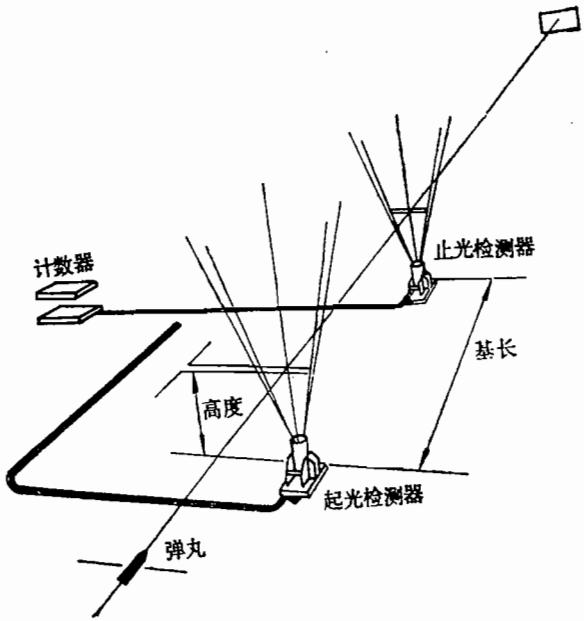


图7-15　光检测计时钟设备原理

为了测量速度，将弹丸从两只已知相隔距离放置的检测屏幕上方发射。由第一只检测屏产生的脉冲触发计数时钟工作，而另一只检测屏产生的脉冲未停止计数器计数。因为两只检测屏间距为已知，则速度可从速度计数器中得知。对远射程弹的情形，弹丸可从已知间距的多个检测屏上方发射。

弹丸到达每一只检测屏所花费的时间轮流由电子计数器测出。用计算机将测得的结果转换为相对应的速度，并打印出随距离增加时对应速度的衰减图形。由于衰减明显地取决于飞行期间的偏航状态，于是拍摄出的照片就可以记录同一时刻的弹丸高度。

无线电多普勒工作原理

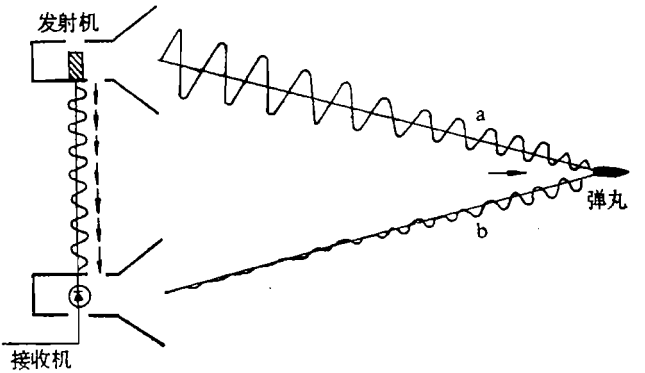


图7-16　无线电多普勒原理

若将一台连续波工作的发射机指向一枚正飞离其发射方向的弹丸底部，则该弹底将反射一部份辐射来的能量，这一回射来的信号可被置于发射机邻近的接收机所接收。如果这一接收机也直接由发射机馈送信号，则这两种波将同时被接收并产生干涉信号（一组直接被接收，而另一组来自弹丸反射波）。对于在沿弹道的某些弹丸飞行位置处，两组波同相位并相互增强。因而接收机在这些位置上可收到最大信号；对弹丸飞行的中程位置处，两组波反相，这时信号最小。与之相对应地看来，当弹丸飞离发射机后，接收机将收到一系

列大小不同的相干合成信号。其波形的总长为发射波与反射回波的总和，即$a+b$。若弹丸运动一个波长的距离，两组波的相干总长度变为：

$$(a+b+\lambda)=(a+\lambda/2)+(b+\lambda/2)$$

因此，式中的每一最大值之间的时间就是弹丸飞行了半个波长（$\lambda/2$）所花费的时间。利用相对速度＝距离／时间，可导出：

最大值之间的时间$=\lambda/2V$

式中V是弹丸飞行速度，因而每秒最大值数目，（即所谓多普勒频率f_D），可由下式给出：

$$f_D=2V/\lambda$$

因波长λ为已知，测定出f_D便可以在相当大的弹道范围内计算弹丸飞行速度。大多数商用无线电多普勒仪器也可以记录下被测速度范围内的减速度。一般来讲，无线电多普勒系统比PCC系统的优点多，因为它可以在异常气候条件（如浓雾或高湿度）下工作，而这时光学检测方法就不行了。此外它也无需在炮前面放置任何仪器。但这种检测方法也有缺点，较典型的缺点是不能够从小口径弹的底部处获得足够的反射波信号；且需对要测定的速度已相当了解。然而，这些缺点是不适用于野外校准炮的情况，这是因为通常已经知道了弹丸的近似尺寸和飞行速度值。

偏角探测器（太阳方位传感器）

偏角探测器是目前用于测定弹丸偏角和旋转行为的唯一令人满意的手段。适合于所有射角与大多数弹道的自由飞行全过程。尽管在英国与北美使用了一些不同类的偏角探测器，但原理基本上是相同的。这种设备主要采用了一台小型无线

电发射机，其频率由一只来自太阳能电池的信号调制。这一电池周期性地受到来自于一针孔的太阳光线的照射。太阳能电池为'V'型且平行安装在弹的轴线上（见图7-20），小针孔位于弹丸外壳的右侧处。这一设备安置在一组件块内，其特性与形状均与弹的头部相同。它可以取代弹头部，且必须能经受有代表性的30,000g的过载，这是发射时受到的力。

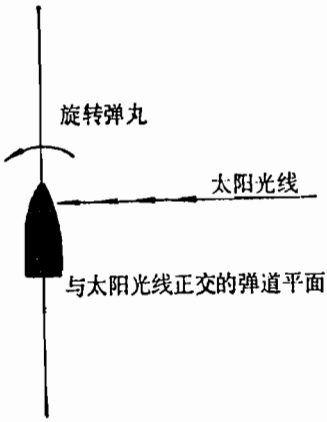


图7-17　偏角测量原理

弹丸在与太阳光正交角度的平面上发射。在飞行中，太阳光（这时由针孔形成的）对'V'形太阳能电池横跨照射；即从V形体的第一臂至另一臂，这时弹丸完成了一次旋转运动。太阳光照射两V形分支臂时，太阳能电池位置与弹轴线和太阳光入射区之间交角有关。图7-18画出了V形电池的工作原理。

弹丸发射约0.4s后，探测器的信息发射工作就开始了；其发射信号被地面接收机接收。这是由一连串脉冲对组成的输出信号；弹丸在弹道内旋转一次就发射出一对脉冲信号。

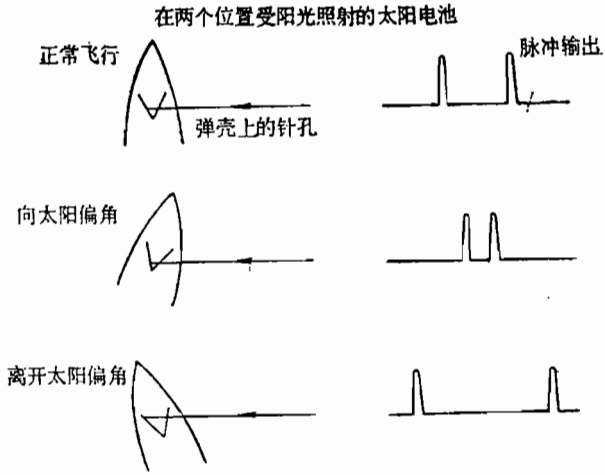


图7-18 'V'形电池工作原理

在连续的脉冲对之间的时间则决定出旋转速率的大小；而一对脉冲之间的时间间隔则确定出偏角。

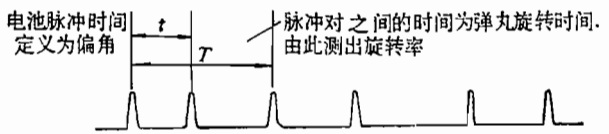


图7-19 脉冲记录的图解

所测数据信息可以被存入磁带并用来计算偏角、旋转速率、进动与稳定性。典型的例子示于图7-20中。

弹丸位置指示器

弹丸位置指示器是一个电子靶，可自动记录超音速弹丸通过其敏感平面时的X与Y坐标。

这一系统可用于测量一次点射的位置；或由自动武器发

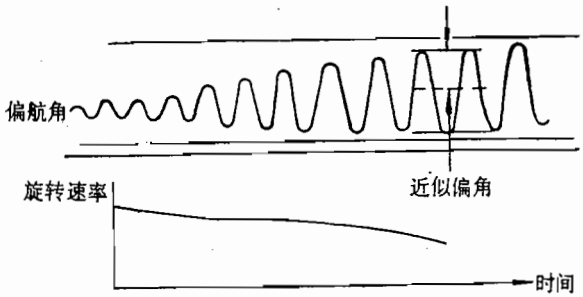


图7-20　由偏角探测器测得的结果

射出的多个点射弹丸的位置分布。它可在由4mm至30mm以上的标定范围内工作。弹丸坐标的测定是对由两只垂直安装的传感器杆上冲击波前的交会点来决定的。

若弹丸正常地通过目标平面，则冲击波波前沿将以弹丸

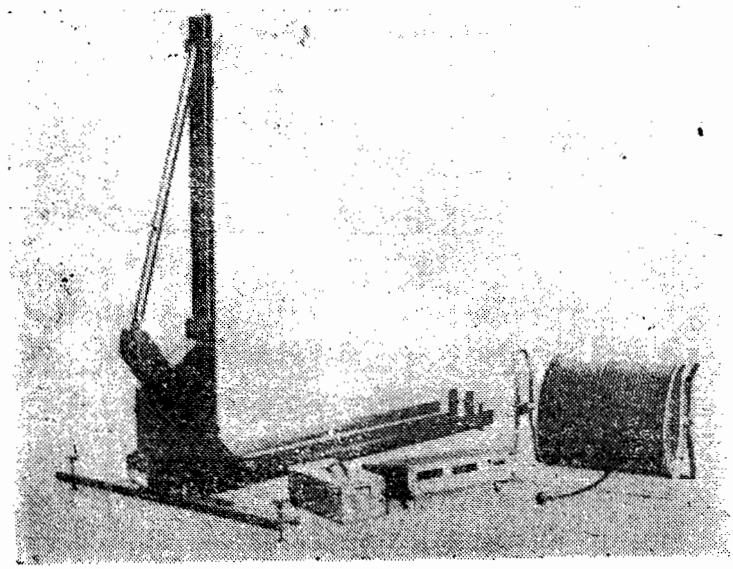


图7-21　弹丸位置指示器

位置为中心扩展为一个圆环。

这时，在轴上的冲击波波前沿的两接触点与弹丸的X、Y坐标有关，（见图7-22）。测量出在每一检测杆终端的纵向

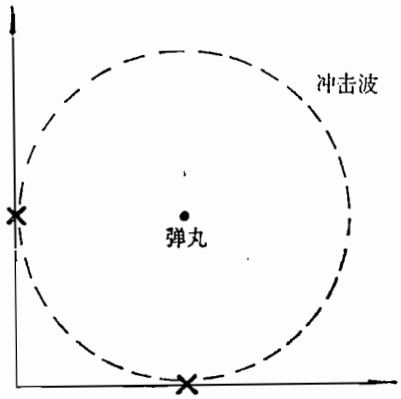


图7-22　冲击波前沿的位置示意图

振动之间波前到达的时间差，就求得了被测点位置。在冲击处的冲击波在检测杆材料内部建立了纵向与横向波系。纵波较横波传播更快一些，因而首先到达杆的终端。在杆终端上放置的两只传感器把纵波变换为两个电讯号；利用对这些电信号到达终端时间差的测量，就可以由公式：

$$l=(t_1-t_2)V/2$$

计算出冲击点l的坐标，式中V是在测试杆材料内部的纵波传播速度。当冲击波撞击到杆的中部时，两股波的时间相等，且这时的差值为零。这就意味着坐标系统的原点是处在检测杆的中心位置；且可以采用正负信号区别来自每一端点的读数。符号转换由标准的笛卡尔坐标系决定。见图7-23。

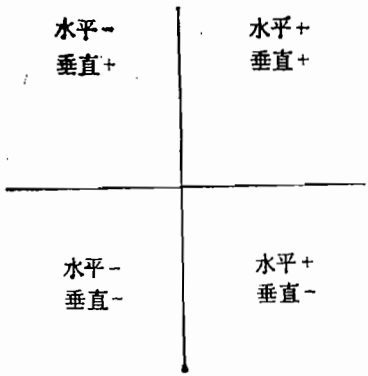


图7-23 笛卡尔坐标系

§7.5 膛压测量仪器

问题

膛内测量仪的组成取决于装药量、弹丸和弹的部件在膛内运行期间的响应。膛内运行被定义为推动弹（发射）时间的起始点并连续通过内弹道工作过程和炮口；直至弹丸不再受到推动气体的影响。膛内测量的目的有两个：第一是定量地确定出弹丸和炮在实际试验时特殊加载与响应；其次是要模拟出在机械装置中上述的加载条件，而不是模拟用作低价测试与建立模型的枪炮。所需的测量原理是压力与弹丸运行；由后者可导出速度与加速度。若测量设备是装在弹内，则它必须能承受由于加速度的存在所产生的较大的过载（纵向与横向）；这是因弹在膛内运行期的振动原故。附带一句：所测定的信息量必须能由弹丸上提取得到。这就要求有灵巧的电缆连接或用无线电遥测技术。显然，只有靠炮架而不能靠弹丸测量仪才能给测量提供较方便简易的环境条件。

普遍适合弹道仪器中采用的测量技术将在下节中描述。

发射药气体压力测量

采用的测压仪器有两种基本类型。一类仪器仅能记录在发射过程中所达到的最大膛压，例如：铜柱测压计；另一类则如压电式测压力计，它可以连续记录压力／时间的变化。

两种型式的测压计都得到了广泛的使用。一种是与炮管内壁安装齐平；另一种装入炮发射药中。

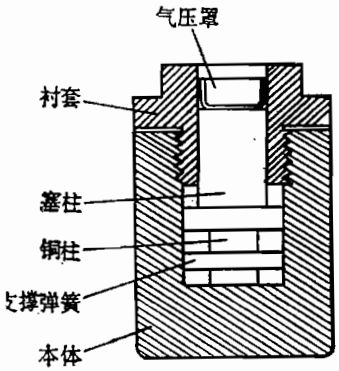


图7-24　铜柱式测压计

在发射过程中，炮管和药室中所达到的最大压力估计值是可得到的，是通过压力施加到一个铜质球或圆柱上，并测出其永久性压缩变形或压扁的范围大小。可用直径为4.76mm的铜球作为一个典型例子。铜柱测压计的响应值仅为压力峰值的80%左右，但它能与压电式压力计进行对比校准，以便读取满峰值压力。尽管它不是一种极精确的压力计，但足以完成相对测量。

压电式测压计通常也放置在与炮膛内壁齐平的位置处。压力计利用了某些物体在受到压力时所产生出的与所加的力成比例的电荷这一现象。该电荷以相当高的阻抗被产生（电阻约为$10^9 \sim 10^{14}\Omega$）。压力计以高阻抗同电缆线相连，这对于防止压电电荷的损耗是十分必要的。所产生的电荷馈送入电荷放大器以转换至一低阻抗值；这也能产生出与入电荷成比例的电压来，这一信号就可被记录下来，记录

数值通常可存入数字存储示波器内或存入磁带作进一步处理。

§7.6 膛内弹丸运动测量

问题的提出

方法是需要提供炮中弹丸在发射过程中轴向位移的变化信息。

微波干涉仪

在一台微波干涉仪中，由频率为已知的微波源产生馈送给天线的信号。微波能量由一只可替换的廉价的反射器来确定方向，这样微波就可以在炮管内传播了。入射到炮管中的一部分信号被运动着的弹反射回去，被天线所接收。将连续接收的信号和相应的发射信号比较，则在相位差上将存在一个周期性变化，这可以由弹丸运动加以校准。根据炮管直径的大小及运动情况，可采用各种商用微波频带进行测试。目前最常用的是X频带（10,000MHz）与Q频带(35,000MHz)。由它们可以分别产生出干涉距为15mm与4.5mm的干涉最大值，这时它们是工作在主模次上。因此最大数目就等于对弹丸传播的总长度的测试。

测定膛内速度的唯一连续检测方法就是使用这种干涉仪。这时，干涉仪输出信号的频率就正比于弹的运动速度，这种被称为多普勒漂移的频漂可以用于测量弹丸速度分布。

激光干涉仪

由于激光的波长更短，所以它可以提供比采用微波干涉仪得到的鉴别特性更高的结果。然而，由于这时与低速运动

与关的频率漂移，大大升高，这就必须使用自动电子处理器来计算非常大量的最大干涉点的数目。二氧化碳激光器比起更广泛采用的氦-氖激光器更优越些。它使得被测的最大干涉距由0.315μm增至5.3μm—这使得测定出的弹丸位移量比使用最大干涉距为4.5mmQ频带微波源的更精确。

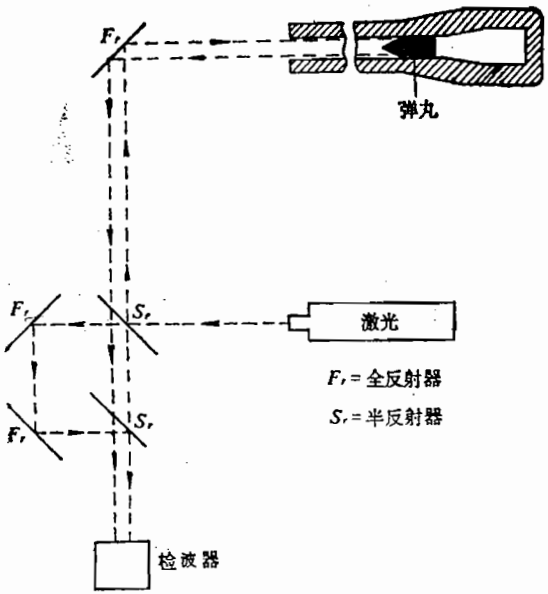


图7-25　干涉仪系统基本组成

直接光学法

由一发弹丸前部反射的一束光的指向可由图7-26加以证明。该光束被引向一光敏检波器；因而就产生了一种直接光学测量方法。当弹丸位于其初始位置时，光束射到置于弹丸前部的平面镜的中心处；然后这一来自于弹丸反射的光束通过一光处理系统。当弹丸向着镜运动时，其反射回的光束路

径将发生改变，光影像将在检测器表面形成跨扫运动。若检测器是由一只分级涂覆的玻璃组成，并做了聚焦安置，则由该光检测器测定的光密度值，就可指示出弹的位移。

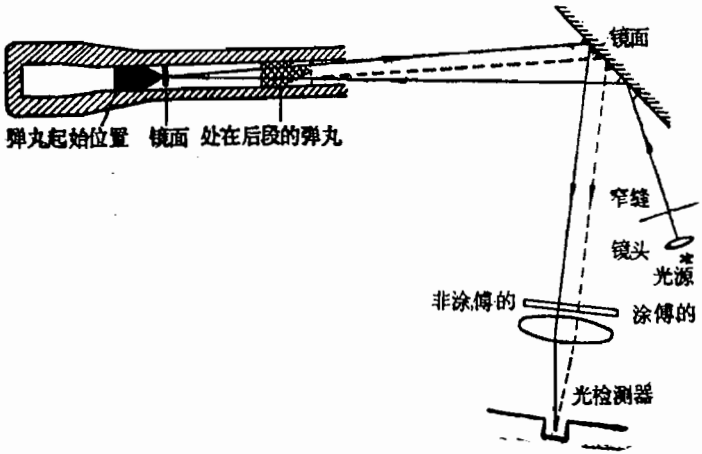


图7-26　直接光学法

膛内导线电阻法

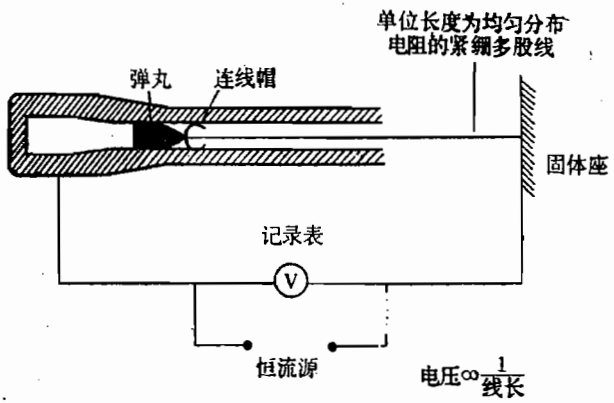


图7-27　膛内导线电阻法

在膛内导线电阻法中，连在金属帽上的导线与弹头相接。单位长度上电阻恒定的多股膛内导线被紧绷在金属帽与一个固定物构成的座体之间，导线上加入一恒流源，由通过弹体和弹带至炮管而构成一回路；这时弹丸的作用犹如一只可运动的低阻终端负载，当它运动时，导线就聚集在帽盖内；导线长度的减少就引起了阻抗的变化。由此检测出在金属帽与电流源之间某点处的电压变化情形。

膛内接触法

将许多绝缘探针插入预先在膛壁中钻好的多个孔内，就产生多个接触点。当弹丸与它们相碰接时，外接的电路就闭合工作；于是就提供了记录弹丸到达的时间信号。探针的位置正确与否是十分重要的，它可确保每一探针工作在同样的相对于弹丸运动位置处。

身管应变检测计

这种技术所采用的方法是：将应变检测片沿圆周方向在炮管外表面多处安放好。于是，根据到达检测应变片的时间，就产生出所需的信息。

线性位移传感器

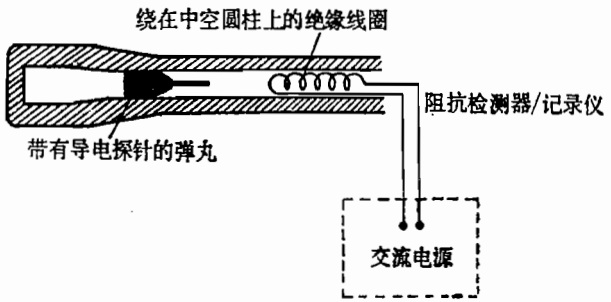


图7-28　线性位移传感器

线性位移传感器使用了一只绕在中空圆柱上的线圈；这时内部的芯棒将起着犹如变压器铁芯运动时所产生的作用。当导电芯棒通过线圈内移动时，线圈阻抗即增大，由此完成所需的测试。

§7.7 弹丸加速度测量

加速度计

用于膛内检测的所有应变片均为偏转型加速度计。它是由一只地震质量块，线性化的阻力处理器组成。加速度量级由带储能系统的“偏转”量检测出来。这是因为该偏转运动对应于震动块的惯性力。在压电式加速度计中，震动质量块由一只压电材料所支撑着。当压电晶体受到由于加速度作用质量块产生的压力时，就产生出电荷。采用电荷放大技术就可对该电荷作进一步处理。从而完成对加速度的测试。

电容加速度计

电容加速度计由一偏转电容膜片构成。它代替前述的质量块或弹截面。由观察出在绝缘金属膜片与检测座体之间的电容量变化，就可测定出加速度大小。

§7.8 弹丸旋转量测量

在膛内的旋转运动可采用光学法或微波法进行。在这两种方法中，波束是从外部的能源发射到身管上的。在身管内，波束将被装在弹头上的特殊反射器反射回来。

§7.9 热测量方法

与内弹道现象相关的各种温度测量方法是较困难的检测技术。目前尚不能肯定是否现有的各种技术能有把握地提供足够的数据和测试精度。

自测验题

1.在弹道学中对摄影系统的实际要求是什么？

2.如何能用微闪光系统测量弹丸的旋转速率？

3.火花式摄影用于研究什么？

4.对于在a）慢速；b）中速；c）高速摄影情况下的典型卷片速率各是多少？

5.对于研究弹丸与靶在侵彻过程中的相互作用，哪种摄影系统特别有用？

6.偏航角探测器能提供哪些信息？

7.哪两种基本的检查方法适用于测量炮管内的气体压力？

8 哪种系统适用于测量膛内速度连续变化的情形？

自测验题答案

第一章

1.达芬奇。

2.伽利略。

3.a.刚体动力学。

b.流体动力学。

4.弹道摆。

5.认为是空气性质函数的空气阻力。

6.随着速度和射程的不断提高，允许使用流线型旋转稳定式弹丸。

7.布尔恩点燃小金属圆筒内的火药，利用金属圆筒上盖子的上升程度表示火药的“力量”。

8.在气体体积不变的条件下用于确定与压力和密度有关的定律。

9.缺少高精度的测压仪器和高速摄影技术。

10.a.法医弹道。

b.创伤弹道。

第二章——第一部分

1.火药燃烧不需要大气中的氧气。

2.定位、闭气和赋予弹丸旋转。

3.与成分有关的是：燃烧速度常数，压力指数，火药力常数和余容。与形状有关的是：发射药尺寸和药形函数。

4.点火，发射起动，嵌入，最大膛压，完全燃烧，排出炮口，最大速度。

5.维持压力，之后完全燃烧，强烈炮口闪光和爆炸，以及高而不稳定的炮口速度。

6.在相当大的药室内燃烧燃速非常慢的发射药。

7.燃烧期间表面积增大。

8.优点：减少身管的损坏。

缺点：在重复发射期间，不利于冷却，加速了烧蚀。

9.弹丸的动能＝32%总能量，旋转能量＝0.15%；所以，旋转能量÷动能＝$0.15\% \times \frac{100}{32} = 0.5\%$。

10.发射药气体通过膨胀以及与身管和药室的接触而冷却。

第二章——第二部分

1.燃烧速度等于二倍的减小速度。

2.发射药总质量和药粒形状保持不变，而发射药尺寸减半，结果可产生同样的发射药活性。

3.释放的气体质量＝Cz。

4.a.仍保持静止。

b.减速。

5.模拟点火期间火焰传播的能力，在整个点火序列期间的压力震荡。

6.诺贝尔－阿贝尔方程只能描述静止气体的状态，它没有考虑气体的速度和加速度。

第三章

1.爆炸冲击波和由桶形冲击波和马赫盘组成的瓶状冲击波。这些波既出现在前驱爆炸场，也出现在主爆炸场，当然主爆炸场更强烈。

2.引起弹丸轻微的加速和偏航。

3.音速。

4.预闪光，初闪光，炮口辉光和中间闪光。

5.爆炸闪光。

6.172dB。

7.反冲动量等于向前的总动量，其中包括发射药气体的动量。

第四章——第一部分

1.45°。

2.$\sin 30^\circ = \frac{1}{2}$，$\therefore v = 2a = 2 \times 340 = 680\,\mathrm{m/s}$。

3.空气阻力的形成是由于空气流不能很快返回充满弹后空间引起的。造成了真空或负压效应。

4.a.使具有船尾形。

b.底部排气。

c.外部燃烧。

5.跨音速区是空气阻力最大和最不稳定的区。

6.a.增加阻力。

b.侧向风力。

c.翻倒力矩。

7.单靠旋转才能稳定的最大长度约为7倍口径。

8.a.风效应。

b.陀螺漂移。

c.马哥努斯效应。

d.地球的自转。

9.大气的物理性质影响空气阻力和弹丸的射程。

10.远程弹。

11.向后排出气体所产生的与其方向相反的作用力。

第四章——第二部分

1.近似为5km。

2.动力相似原理。

3.等阻力系数。

4.表面微凹减少了由边界层（附面层）分离引起的尾涡。

5.轴对称物体轴线上的合力作用点，绕该点的净矩为零。

6.当物体为中性稳定时，也就是在翻倒力矩系数导数为零的时候。

7. $N=\pi v/nr$ rad/s

$=v/2nr$ r/s

$=v/nd$ r/s 且

$n=30.48/0.556=54.82$；因此

$N=3250$r/s，用另一种方法，

$N=v/3048$

$=3250$ r/s。

8.偏差随发射角增大而增加。

第五章——第一和第二部分

1.a.攻角。

b.碰撞速度。

c.靶板形状和材料成份。

d.弹丸形状和材料成份。

2.侵彻可定义为弹进入靶内而未完全穿过靶，贯穿是该弹丸完全穿透靶。

3.a.碰撞击阶段。b.侵彻。c.贯穿。

4.a.断裂。b.崩落。c.结痂。d.花瓣形。e.破碎性。f.冲塞。

5.a.高密度弹心。b.分离弹托。c.最佳侵彻用细长杆。d.低阻力外形，e.旋转稳定。f.高初速。

6.a.较高的初速。b.较大的侵彻力。

7.a.一般性的建筑物摧毁和结构破坏。b.空旷环境。

8.通过崩落或利用压力、温度和闪光方式对坦克手产生生理和心理作用。

9.碎甲弹。

10.a.经验的。b.解析的。c.实验的。d.数值的。

第六章

1.吸收子弹给予的动能。

2.软组织的弹性和密度。

3.弹丸动量传递给周围组织。

4.否。就消耗的总能量相同而言，子弹的设计可能在软组织上产生相当不同的效应。

5.a.阻止弹丸的侵彻。b.耗掉子弹大部分动能。c.满足体积和重量的约束。

6.优点：a.有效地抵抗高速子弹。b.能够经受住紧密和重复的打击。

缺点：a.层裂。b.可能的空腔效应。c.过重（尽管可用高成本的轻合金钢）。

7.优点：a.极硬。b.重量轻。

缺点：a.任何一块陶瓷瓦片都不能承受一次以上的打击。b.昂贵。

8.厚厚的织物可使弹头变形，从而阻止蘑菇状子弹挤出纤维网眼。

第七章

1.为了“冷冻”运动。

2.弹体上印有纵向线条，以便飞行中被两只相隔很近的微闪光灯摄像。两次闪光之间的时间间隔被记录下来，以及在此期间弹丸的旋转可由照片测得。

3.a.装甲防护和侵彻。b.偏航角的测量。c.空气阻力。d.特殊形状弹丸的空气动力性质。e.在周围空气流中的压力扰动。

4.a.24p.p.s(幅/s)。b.10,000p.p.s。c.几兆p.p.s。

5.闪光辐射摄影（X射线阴影摄影）。

6.测量偏航角和旋转率，精度和稳定性，用于大部分弹道上作自由飞行的弹丸。

7.a.铜柱测压计。b.压电式测压计。

8.干涉仪。

